

Federal Public Service
Mobility and Transport
Air Accident Investigation Unit

Air Accident Investigation Unit (Belgique)
City Atrium
Rue du Progrès 56
1210 Bruxelles

Rapport d'enquête de sécurité

ACCIDENT
PILATUS PC-6
A GELBRESSEE
LE 19 OCTOBRE 2013

Réf. AAIU-2013-21
Date de publication: 22 juillet 2015
Statut: final

PAGE INTENTIONNELLEMENT LAISSÉE BLANCHE

TABLE DES MATIÈRES

AVANT-PROPOS

Le présent rapport est un document technique reflétant l'opinion de l'équipe d'enquête sur les circonstances qui ont conduit à l'accident.

Conformément à l'Annexe 13 de la Convention relative à l'aviation civile internationale et au Règlement UE 996/2010, les enquêtes sur les accidents d'aviation ne visent pas à déterminer les fautes ni les responsabilités. Le seul objectif de l'enquête et du rapport final est de déterminer les causes, et de formuler des recommandations afin de prévenir les accidents et incidents dans le futur.

En particulier, l'article 17-3 du Règlement UE 996/2010 dispose que les recommandations de sécurité formulées dans le présent rapport ne constituent en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans l'accident.

L'enquête a été menée par Luc Blendeman, Henri Metillon et Sam Laureys.

Le rapport a été élaboré par Henri Metillon et a été publié sous l'autorité du chef enquêteur.

Le présent document est une traduction du rapport original rédigé en Anglais, à l’exception des annexes qui n’ont pas été traduites.
Le rapport original sera à prendre en considération en cas de doute quant à l’interprétation du texte ou de divergence entre la version originale et celle traduite.

Remarques:

1. En ce qui concerne l’altitude et le niveau de vol : la position verticale de l’aéronef durant l’ascension est exprimée en termes d’altitude (avec le pied comme unité) jusqu’à atteindre l’altitude de transition (qui est fixée à 4500 pieds dans le Brussels FIR), au-dessus de laquelle la position verticale est exprimée en termes de niveaux de vol. Pour indiquer des altitudes, la pression barométrique locale au niveau de la mer (QNH) est utilisée comme réglage altimétrique. Pour indiquer des niveaux de vol, la pression atmosphérique standard de 1013,25 hPa est utilisée comme réglage altimétrique.

2. En ce qui concerne les indications d’heure : pour les besoins du présent rapport, les heures seront indiquées en heures UTC, sauf indication contraire.

SYMBOLES ET ABREVIATIONS

’	Minute
°	Degré
°C	Degrés centigrades
DDA	Dispositif de déclenchement automatique d'un parachute de secours
AAIU(Be)	Air Accident Investigation Unit (Belgique)
ACC	Area Control Center - Centre de contrôle régional (contrôle du trafic aérien en-route)
RepAcc	Représentant accrédité d'une Cellule d'enquête d'un Etat
ACTT	Aircraft Total Time - Total des heures de l'aéronef
AD	Aérodrome
AFIS	Aerodrome Flight Information Service - Service d'information de vol d'aérodrome
AFM	Airplane Flight manual - Manuel de vol de l'avion
AFMS	Airplane Flight manual Supplement - Supplément du manuel de vol de l'avion
AGL	Above Ground Level - Au-dessus du sol
AMM	Aircraft Maintenance Manual - Manuel de maintenance de l'avion
Amp	Ampère
AMSL	Above Mean Sea Level - Au-dessus du niveau moyen de la mer
ARC	Airworthiness Review Certificate - Certificat d'examen de navigabilité
APP	Approach Control Service – Service de contrôle d’approche
ASD	Air Safety Directorate (Défense belge)
ATC(O)	Air Traffic Control (Officer) – Agent du contrôle de la circulation aérienne
ATIS	Automatic Terminal Information Service - Service automatique d'information de région terminale
ATPL	Airline Transport Pilot Licence - Licence de pilote de ligne
ATS	Air Traffic Services – Services de la circulation aérienne
DGTA	Direction générale Transport aérien
BCMG	Becoming (utilisé dans les rapports météorologiques)
BEA	Bureau d’Enquêtes et d’Analyse (autorité française responsable des enquêtes de sécurité sur les accidents ou incidents en aviation civile)
bhp	Brake horsepower - Puissance au frein
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation - Organisme de gestion du maintien de la navigabilité
CAS	Calibrated airspeed – Vitesse corrigée
CAVOK	Ceiling and Visibility OK - Plafond et visibilité OK
CERPS	Centre Ecole Régional de Parachutisme Sportif de Namur
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (autorité d'enquête espagnole sur les accidents et incidents en aviation civile)
CG	Centre de gravité
CPL	Commercial Pilot Licence - Licence de pilote professionnel
CS	Certification specification – Spécification de certification
E	East – Est

EASA	European Aviation Safety Agency - Agence européenne de la sécurité aérienne
EBBE	Base aérienne de Beauvechain
EBBR	Aéroport de Bruxelles
EBCI	Aéroport de Charleroi - Bruxelles-Sud
EBLG	Aéroport de Liège
EBMO	Aérodrome de Moorsele
EBNM	Aérodrome de Namur/Suarlée
UE	Union européenne
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment – Organisation européenne pour l'équipement de l'aviation civile
FAA	Federal Aviation Administration (Etats-Unis)
FARs	Federal Aviation Regulations – Règlements aéronautiques fédéraux (aux Etats-Unis)
FDR	Flight Data Recorder - Enregistreur de données de vol
HV	Heure(s) de vol
FL	Flight Level - Niveau de vol
FIR	Flight Information Region – Région d'information de vol
FTL	Flight Time Limitation – Limitation du temps de vol
OFAC	Office fédéral de l'aviation civile (Suisse)
pi/s	Vitesse de rafale, en pieds par seconde
ft	Foot (feet) – pied(s)
pi/m	Pieds par minute
FTD	Flight Training Device - Entraîneur de vol
hPa	Hectopascal(s)
g	Accélération due à la gravité terrestre
GDF-05	Circulaire de la DGTA « Descentes en parachute »-« Valschermspringen »
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
IMC	Instrument Meteorological Conditions - Conditions météorologiques de vol aux instruments
IPC	Illustrated Parts Catalog - Catalogue illustré des pièces de rechange
KIAS	Knots Indicated Airspeed - Vitesse indiquée exprimée en noeuds
kgf	kilogramme-force (égal à la force exercée par un kilogramme de masse sur la surface de la terre)
km	Kilomètre(s)
kt	Knot(s) - Nœud(s)
KTAS	Knots True Airspeed - Vitesse air vraie exprimée en noeuds
lbs	Livres
LH	Left hand - Gauche
LOC-I	Loss of Control In-flight - Perte de contrôle en vol
m	Mètre(s)
CAM	Corde aérodynamique moyenne
METAR	Meteorological Aerodrome Report - Rapport météorologique d'aérodrome
MHz	Mégahertz
MSN	Manufacture's serial number – Numéro de série du fabricant

MTOW	Maximum Take-off Weight - Masse maximum au décollage
N	Nord
n	Facteur de charge
nm	Mille(s) nautique(s)
NOSIG	No significant change – Pas de changement important (utilisé dans les rapports météorologiques)
NTSB	National Transportation Safety Board - Conseil national de la sécurité des transports (Etats-Unis)
O/H	Overhaul - Révision
PIC	Pilot in Command - Pilote commandant de bord
POH	Pilot's Operating Handbook - Manuel d'utilisation du pilote
PN	Part Number - Numéro de pièce
PPL	Private Pilot License - Licence de pilote privé
QFE	Réglage de pression pour indiquer la hauteur au-dessus de la piste de l'aérodrome
QFU	Magnetic bearing of the runway - Orientation magnétique de la piste
QNH	Réglage de pression pour indiquer l'élévation au-dessus du niveau moyen de la mer
RH	Right hand - droite
Tr/Min	Tours par minute
RWY	Runway - Piste
S.A.	Société Anonyme
SESE	Service suisse d'enquête de sécurité
SCF-NP	System/Component Failure or malfunction (Non-Powerplant) - Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
SEP	Single Engine Piston rating - Qualification de classe d'avion monomoteur à piston
SET	Single Engine Turbine rating - Qualification de classe d'avion monomoteur à turbine
SHP	Shaft Horse Power - Puissance sur arbre
NS	Numéro de série
SPO	Specialised Operations – Exploitations spécialisées
ADAC	Avion à décollage et atterrissage courts
TMA	Terminal Control Area – Région de contrôle terminale
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
ULM	Ultra-Léger Motorisé
US	United States – Etats-Unis
US CARs	Civil Aviation Regulations – Règlements aéronautiques civils (anciennes exigences légales des Etats-Unis ayant précédé l'actuel titre 14 du Code of Federal Regulations – également connu sous le nom de FARs)
US gal	US (United States) Gallon
UTC	Universal Time Coordinated - Temps universel coordonné
V	Comme unité : volt Comme quantité : vitesse
V_A	Design manoeuvering Speed - Vitesse caractéristique de manœuvre
V_C	Design cruise speed - Vitesse de calcul en croisière

V_D	Design diving speed - Vitesse de calcul en piqué
V_{FE}	Maximum flaps extended speed - Vitesse maximum avec volets sortis
VFR	Visual Flight Rules – Règles de vol à vue
V_{NE}	Never exceed speed - Vitesse à ne jamais dépasser
V_S	Stall speed - Vitesse de décrochage
VMC	Visual Meteorological Conditions - Conditions météorologiques de vol à vue

TERMINOLOGIE UTILISEE DANS LE PRESENT RAPPORT

Facteur de sécurité: un événement ou un état accroissant le risque pour la sécurité. En d'autres termes, il s'agit d'une chose qui, si elle se produisait à l'avenir, accroîtrait la probabilité d'un événement, et/ou la gravité des conséquences négatives liées à un événement.

Facteur de sécurité contribuant: un facteur de sécurité sans lequel:
(a) l'événement ne se serait probablement pas produit; ou
(b) les conséquences négatives liées à l'événement ne se seraient probablement pas produites ou n'auraient pas été aussi graves, ou
(c) un autre facteur de sécurité contribuant ne se serait probablement pas produit ou n'aurait pas existé.

Autre facteur de sécurité: un facteur de sécurité, identifié lors d'une enquête sur un événement, qui ne répondait pas à la définition de facteur de sécurité contribuant mais était toujours considéré comme important à communiquer dans un rapport d'enquête afin d'améliorer la sécurité du transport.

Problème de sécurité: un facteur de sécurité qui
(a) peut raisonnablement être considéré comme pouvant affecter négativement la sécurité de l'exploitation future, et
(b) est caractéristique d'une organisation ou d'un système, plutôt que d'une personne spécifique ou d'un environnement opérationnel à un moment précis.

Mesure de sécurité: les mesures prises ou proposées par une personne, un organisme ou une agence, de sa propre initiative, pour répondre à un problème de sécurité.

Recommandation de sécurité: une proposition de l'autorité d'enquête sur les accidents pour répondre à un problème de sécurité et fondée sur des informations issues de l'enquête, qui est formulée dans le but de prévenir les accidents ou incidents. Lorsque l'AAIU(Be) émet une recommandation de sécurité à l'attention d'une personne, d'un organisme, d'une agence ou d'une autorité de réglementation, la personne, l'organisme, l'agence ou l'autorité de réglementation concerné(e) doit fournir une réponse écrite dans les 90 jours. Cette réponse doit indiquer si la recommandation est acceptée, ou doit indiquer les raisons de ne pas accepter la totalité ou une partie de la recommandation, et doit détailler toute mesure de sécurité proposée pour mettre en œuvre la recommandation.

Message de sécurité: une communication qui attire l'attention sur l'existence d'un facteur de sécurité et sur les leçons apprises. L'AAIU(Be) peut communiquer un message de sécurité à une communauté (de pilotes, d'instructeurs, d'examinateurs, d'agents du contrôle de la circulation aérienne), un organisme ou un secteur d'activité pour qu'il/elle examine un facteur de sécurité et prenne des mesures s'il/si elle estime que c'est opportun. Il n'y a aucune obligation de

répondre formellement à un message de sécurité, même si l'AAIU(Be) publie toutes les réponses reçues.

Federal Public Service
Mobility and Transport
Air Accident Investigation Unit

AAIU-2013-21

SYNOPSIS

Date et heure de l'accident: 19 octobre 2013 à 13:35

Aéronef: Pilatus PC-6/B2-H4, MSN 710

Lieu de l'accident: 50°31'0.5'' N - 4°57'1.0'' E
Elévation: environ 200 m
Dans un champ à Gelbressée, Namur, Belgique

Propriétaire de l'aéronef: Namur Air Promotion S.A.

Type de vol: Travail aérien – Sauts en parachute

Personnes à bord: 11

Résumé:

L'avion était utilisé pour larguer des parachutistes du club de parachutisme de Namur[1]. C'était le 15ème vol du jour. L'avion a décollé de l'aérodrome de Namur/Suarlée (EBNM) vers 13:25 avec 10 parachutistes à bord. Après 10 minutes de vol, lorsque l'avion a atteint FL50, un témoin a remarqué que l'avion volait en palier, à une altitude inférieure à l'altitude normale. Puis il est retourné à ses occupations. Peu de temps après, il a entendu un bruit qu'il pense être un changement de pas de l'hélice et il s'est retourné pour regarder l'avion. Le témoin a expliqué qu'il a alors vu l'avion piquer, pour ensuite entamer une remontée à grand angle (cabrage important, au-delà de 45°), avant que l'aile ne se rompe. Puis, l'avion est tombé en vrille. Un autre témoin se trouvant à un endroit plus proche de l'avion a indiqué avoir vu l'avion voler en palier avec les ailes se relevant et s'abaissant plusieurs fois et avoir entendu en même temps un changement de bruit du moteur et de l'hélice avant de perdre l'avion de vue.
L'avion s'est écrasé dans un champ de la commune de Gelbressée, entraînant la mort de tous les occupants. L'avion a pris feu. Une grande partie de l'aile gauche et de ses éléments ont été retrouvés à 2 km de l'épave principale.

Type d'événement:
Perte de contrôle en vol (LOC-I), suivie d'une rupture d'un circuit/composant ne faisant pas partie du groupe motopropulseur (SCF-NP).

[1] «Paraclub Namur», officiellement connu sous le nom Centre Ecole Régional de Parachutisme Sportif de Namur (CERPS).

Cause(s):

La cause de l'accident est une défaillance structurale de l'aile gauche due à une surcharge aérodynamique importante en g négatif, ce qui a rendu l'avion incontrôlable et a entraîné le crash.
La cause la plus probable de la défaillance de l'aile est le résultat d'une manœuvre intentionnelle du pilote, non correctement réalisée et débouchant sur une manœuvre involontaire en g négatif, dépassant les limites d'utilisation de l'avion.

Facteurs de sécurité contribuant à l'événement:

- La faiblesse du contrôle de l'exploitation de l'avion par l'exploitant.
- L'absence de structure organisationnelle entre l'exploitant et le club de parachutisme.

Autres facteurs de sécurité identifiés durant l'enquête:

- La réalisation d'acrobaties aériennes[2] avec un aéronef non certifié pour réaliser de telles acrobaties.
- La réalisation d'acrobaties aériennes par un pilote n'ayant pas les qualifications et/ou la formation appropriée(s) pour réaliser de telles acrobaties.
- Le transport de passagers non attachés, non assis sur un siège durant les phases à risque accru du vol.
- La faiblesse du cadre juridique et de la surveillance réelle.
- L'absence d'obligation d'installer des dispositifs enregistrant les données de vol à bord des avions de parachutisme.
- La protection insuffisante du dos du pilote.
- L'absence de document d'orientation pour les calculs de masse et de centrage pour les avions utilisés pour les besoins des activités de parachutisme.
- L'attribution par la DGTA d'autorisations qui se chevauchent.
- La possibilité de mal interpréter le manuel de maintenance.
- Transgressions et/ou problèmes de sécurité non signalé comme requis par la Circulaire GDF-04, ce qui a empêché la DGTA de prendre action de manière adéquate.
- Pression exercée par des pairs, les parachutistes, qui occasionnellement encourageaient les pilotes à effectuer des manœuvres non approuvées pour un avion de catégorie normale.
- Voler à haute altitude sans système d'approvisionnement en oxygène alors que cela est requis par la réglementation

---

[2] Des "acrobaties aériennes" sont des manœuvres réalisées intentionnellement par un aéronef et impliquant un changement brutal d'assiette, une assiette anormale ou un changement anormal de vitesse, non nécessaire pour un vol normal ou pour une formation dispensée en vue d'accorder une licence ou une qualification autre que la qualification de voltige aérienne.

1 ETABLISSEMENT DES FAITS.

1.1 Déroulement du vol.

Le 19 octobre 2013, le Pilatus Porter a été utilisé pour réaliser des sauts en parachute. La journée a commencé normalement avec le premier décollage à 07:21. Chaque vol transportait 9 ou 10 passagers. A l'exception des deux premiers vols, tous les vols de cette journée ont été réalisés par le même pilote.

Vol #	Heure du décollage	Heure du saut	Pilote	# de passagers
1	07:21	07:39	P1	9
2	07:49	08:03	P1	10
3	08:12	08:32	P2	9
4	08:39	08:55	P2	10
5	09:02	09:18	P2	10
6	09:24	09:42	P2	10
Avitaillement et lunch				
7	10:24	10:40	P2	9
8	10:47	11:04	P2	9
9	11:11	11:26	P2	9
10	11:32	11:48	P2	10
11	11:54	12:13	P2	9
12	12:21	12:40	P2	10
13	12:48	13:01	P2	10
14	13:07	13:20	P2	10
15	13:25		P2	10

L'aéronef a atterri pour la dernière fois à EBNM à 13:20 pour embarquer le groupe suivant de 10 parachutistes. Après le décollage, l'aéronef est réapparu sur le radar à 13:28 à une altitude de 1200 pieds. A 13:28:52, l'agent du contrôle de la circulation aérienne (ATCO) de EBCI a demandé à l'aéronef de rester à 2000 pieds AMSL afin de laisser passer un trafic de croisement, à savoir un B737 atterrissant à EBCI, et de continuer à voler vers l'est. Après le passage du trafic de croisement, le Pilatus a été autorisé à grimper à 5000 pieds. A 13:33:32, alors que l'avion volait à 4400 pieds, le pilote a été autorisé à retourner vers la zone de parachutage et a viré pour atteindre sa cible, à savoir l'aérodrome EBNM.

Peu de temps après, un témoin a vu l'avion réaliser un large virage vers la gauche. Ce témoin a pu voir l'avion pendant environ 40 secondes. Il a déclaré que le moteur faisait un bruit anormal qu'il a comparé aux explosions faites par le tuyau d'échappement d'une voiture de rallye lorsqu'elle ralentit. Enfin, le témoin a entendu une violente explosion, suite à laquelle l'avion est

tombé en piqué. Il a cru que le bruit de l'explosion était dû à la désintégration de la turbine du moteur.



Illustration 1: itinéraire de vol approximatif du dernier vol

Un autre témoin roulant sur l'autoroute E42 a vu l'avion réaliser ce qu'il pense être quelques acrobaties aériennes. L'avion est tombé en piqué et a vrillé. Quelques instants plus tard, le témoin a vu l'aile se rompre, et des pièces plus petites se sont détachées et sont tombées.

Un pilote de planeur se trouvait dans son jardin non loin du lieu de l'accident. Il a tout d'abord entendu le bruit du Pilatus qu'il a décrit comme caractéristique, régulier et constant. Puis, il a regardé l'avion et a remarqué qu'il volait à une altitude plus basse que l'altitude habituelle. Après quelques secondes, il a cessé d'observer l'avion. Trente à quarante secondes plus tard, il a entendu un changement de bruit anormal qu'il pense être un changement de pas de l'hélice ou un changement de puissance du moteur. Il a regardé l'avion dans le ciel et l'a vu piquer avec un angle supérieur à 45°, puis immédiatement remonter à un angle supérieur à 70°, avant que l'aile se brise durant la montée. L'avion est ensuite retombé «comme en décrochage». Après la rupture de l'aile, le témoin entendait encore "le bruit d'un changement de pas de l'hélice".

Un autre témoin se trouvant à environ 600 m de l'avion en distance horizontale a expliqué avoir entendu un changement de bruit. Il a regardé l'avion et a vu qu'il volait en palier, faisant plusieurs mouvements de roulis marqués à gauche et à droite avant de disparaître de sa vue.

L'avion s'est écrasé sur un champ de la commune de Gelbressée, tuant tous ses occupants. L'avion a pris feu peu de temps après l'impact. Une grande partie de l'aile gauche, des éléments de cette aile et la porte coulissante droite de la cabine ont été retrouvés à 2 km de l'épave principale.

Parmi les occupants de l'avion, 4 parachutistes ont été éjectés de l'avion juste avant l'impact.

1.2 Personnes blessées.

Blessures	Pilote	Passagers	Autres	Total
Mortelles	1	10	0	11
Graves	0	0	0	0
Mineures	0	0	0	0
Pas	0	0	0	0
Total	1	10	0	11

1.3 Dommages à l'aéronef.

L'avion a été totalement détruit.

1.4 Autres dommages.

Dommages mineurs à la zone herbagère et contamination du sol par le carburant Jet A1 et l'huile moteur.

1.5 Renseignements sur le personnel.

Pilote

Sexe:	Masculin
Age:	35 ans
Nationalité:	belge
Licences	Licence PPL délivrée pour la première fois le 06 juin 2001 Licence CPL délivrée pour la première fois le 23 mars 2006 Licence ATPL délivrée pour la première fois le 23 novembre 2011, délivrée pour la dernière fois le 19 juillet 2013 conformément aux Règlements de l'EASA relatifs au personnel navigant, Part-FCL
Qualification:	SEP (land), valable jusqu'au 31 mars 2014 Pilatus PC-6, valable jusqu'au 30 septembre 2015 Cessna SET, valable jusqu'au 31 juillet 2015 Avro RJ/Bae146, valable jusqu'au 30 avril 2014 Dernière inscription dans le carnet de vol du pilote pour autoriser des vols de parachutage le 21 septembre 2013, valable jusqu'au 30 novembre 2015
Médical:	Certificat médical: classe 1&2, délivré le 12 novembre 2012, valable (Classe 1) jusqu'au 23 novembre 2013.

Expérience générale:
Expérience totale: 2919 HV, dont 775 HV comme pilote commandant de bord (PIC). Entre autres choses, un test pratique d'acrobaties aériennes a été réussi le 19 mai 2005 en vue d'obtenir une licence CPL. Néanmoins, on n'a trouvé aucune indication d'une autorisation quelconque accordée pour la réalisation de vols acrobatiques.

Expérience sur Pilatus PC-6:
Qualification sur PC-6 terminée le 1er novembre 2011. Le carnet de vol du pilote montre un total de 332 HV sur PC-6 depuis le 17 mars 2012, y compris 782 atterrissages. Les données relatives aux vols de parachutage sur PC-6 indiquent ce qui suit:

- Une durée moyenne de 25 minutes et 30 secondes.
- Le temps de vol le plus court est de 18 minutes.
- Le temps de vol total le plus long en une seule journée est de 12:30 HV
- Le plus grand nombre d'atterrissages en une seule journée est de 34 pour 12:30 HV.

Le dernier vol en tant que pilote de ligne, à bord d'un avion BAe146, a été réalisé le 17 octobre 2013 à 22:00 et s'est terminé le 18 octobre 2013 à 01:10.

Activités aériennes des 24h précédentes: le jour de l'accident, le pilote a effectué 13 vols avec le Pilatus, le temps de vol total avoisinant 4:20 HV (20 min. en moyenne).

Activités aériennes de la semaine précédente: 08:22 HV (BAe146)

Vols sur PC-6 au cours des 6 derniers mois:

Date (2013)	Heures	Min	Total min	Atterrissages
5 avril	1	4	64	3
6 avril	3	15	195	6
7 avril	8	43	523	19
14 avril	7	45	465	20
21 avril	5	45	345	13
4 mai	6	56	416	17 (estimation)
18 mai	9	12	552	22 (estimation)
14 juin	0	26	26	1
15 juin	4	0	240	8
16 juin	7	14	434	18
29 juin	10	32	632	25
4 juillet	10	15	615	23
6 juillet	0	45	45	1
6 juillet	10	30	630	25
21 juillet	8	42	522	20

15 août	7	10	430	17
17 août	11	10	670	28
18 août	0	45	45	1
21 septembre	0	25	25	1
21 septembre	1	12	72	3
21 septembre	0	40	40	2
21 septembre	0	40	40	2
22 septembre	6	22	382	15
19 octobre	4	20	280	12

Historique du pilote à l'aérodrome EBNM:
Le pilote a été rappelé à l'ordre à deux reprises en décembre 2012 et en juillet 2013 par l'autorité de l'aérodrome EBNM pour des violations répétées des procédures d'aérodrome approuvées et pour avoir réalisé des manœuvres jugées inappropriées. Ces événements n'ont pas été communiqués à la DGTA.

1.6 Renseignements sur l'aéronef.

Informations générales
Le Pilatus PC-6 est un avion monomoteur aile haute, à usage général et à décollage et atterrissage courts (ADAC) équipé d'un train d'atterrissage fixe conventionnel. L'avion a été conçu par Pilatus Aircraft en Suisse. Son premier vol a été réalisé en 1959. Le PC-6 a été construit à la fois dans des versions à moteur à pistons et à turbopropulseur. L'avion accidenté était propulsé par un turbopropulseur à turbine libre P&WC PT6A-27.

Certification
La première version du Pilatus PC-6 a été certifiée par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) de la Suisse en décembre 1959, sous le Certificat de type portant la référence F 56-10. L'aéronef est conforme aux US Civil Air Regulations, Part 3 (US CAR3) en tant qu'avion de catégorie normale. Le PC-6 n'est pas certifié pour réaliser des acrobaties aériennes. La variante PC-6/B2-H4 a été approuvée le 20 novembre 1985.

Caractéristiques générales

Equipage:	un pilote
Capacité:	jusqu'à dix passagers
Longueur:	10,90 m
Envergure:	15,87 m
Hauteur (statique):	3,20 m
Surface alaire:	30,15 m²
Masse à vide:	1387 kg
MTOW:	2800 kg
Masse max. zéro carburant:	2400 kg

Domaine de centrage:	Jusqu'à 1450 kg = 11% à 38% CAM (3,209 m à 3,722 m à partir du point de référence). A 2800 kg = 32% à 38% CAM (3,608 m à 3,722 m à partir du point de référence). Ligne droite entre les points de variation.
Moteur:	P&W Canada PT6A-27 turbopropulseur, 550 SHP
Vitesse à ne jamais dépasser (VNE):	280 km/h (151 kt)
Vitesse max. de croisière structurelle (VC):	220 km/h (119 kt)
Vitesse max. de manœuvre (VA):	220 km/h (119 kt)
Vitesse max. volets sortis (VFE):	176 km/h (95 kt)
Vitesse de décrochage (VS):	96 km/h (52 kt). Volets sortis, moteur arrêté au MTOW)
Facteurs de charge de manœuvre :	+ 3,58 - 1,43
Plafond opérationnel :	25000 ft

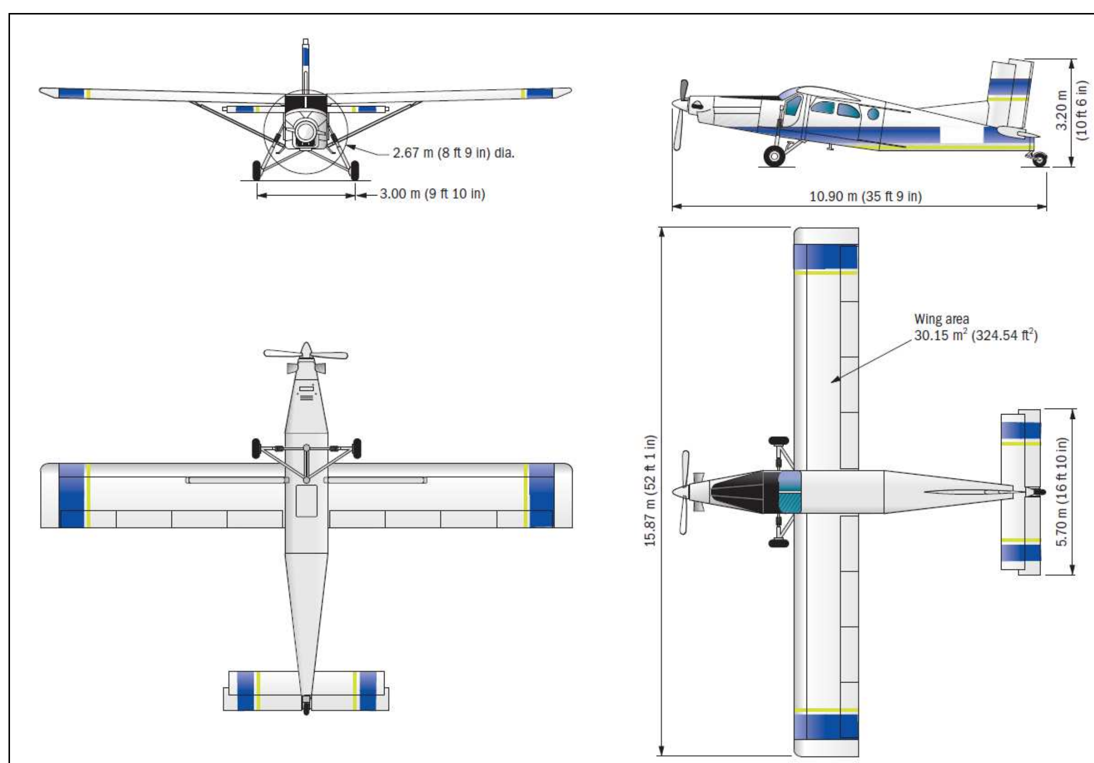


Illustration 2: Pilatus PC-6 B2H4

<u>Cellule</u>:

Fabricant:	Pilatus
Type:	PC-6/B2-H4 (Issu d'un modèle original PC-6/B1H2 transformé en 1985)
Numéro de série:	710
Année de construction:	1969
Etat d'immatriculation:	Belgique
Certificat d'immatriculation:	N° 5269, délivré par la DGTA le 5 mars 2003

Certificat de navigabilité:	EASA Form 25, délivré par la DGTA le 15 février 2007
Cert. d'examen de nav. :	Renouvellement le 28 mars 2013 à 15803:13 HV. Le CEN était valable jusqu'au 25 mars 2014.
Temps total:	16159:20 HV
Temps depuis révision:	4427:55 HV
Depuis révision partielle:	765 HV
Nombre total atterris. :	34903
Dernière inspection/Maint. de 100 heures.	Effectuée le 18 septembre 2013 à 16112:58 HV
Capacité en carburant:	L'avion était équipé de grands réservoirs de carburant. La capacité totale de carburant utilisable était de 170 gallons US (644 litres)

Moteur:

Fabricant:	Pratt and Whitney Canada
Type:	PT6A-27
Numéro de série:	PC-E41246
Heures moteur:	Temps total: 15273:50 HV
Temps depuis révision:	764:57 HV

Hélice:

Fabricant:	Hartzell (FAA STC SA377CH)
Type:	HC-D4N-3P
Numéro de série:	FY2365
Heures hélice:	Temps total: 4427:55 HV
Temps depuis révision:	1161:20 HV

Ce type d'hélice est un modèle quadripale à vitesse constante à commande hydraulique avec possibilité de mise en drapeau et d'inversion de pas. La pression d'huile du régulateur d'hélice est utilisée pour faire pivoter les pales vers le petit pas. Un ressort de mise en drapeau et des contrepoids de pales sont utilisés pour déplacer les pales vers le grand pas/mise en drapeau en l'absence de pression d'huile du régulateur. L'hélice incorpore un mécanisme bêta permettant la poussée inverse. L'hélice est équipée d'un moyeu en aluminium avec des pales en aluminium. Vu de l'arrière de l'avion, la rotation de l'hélice se fait dans le sens des aiguilles d'une montre.

Commande d'hélice - Mode bêta de l'hélice en vol

Le Pilatus Porter est approuvé pour utiliser le mode bêta en vol. On parle du mode bêta lorsque l'hélice est réglée à un angle de pas positif faible pour exercer un effet de freinage lors des descentes abruptes contrôlées. Lorsque le mode bêta est enclenché, l'hélice fonctionne comme un aérofrein géant. Le mode bêta est activé à une vitesse air inférieure à 100 KIAS lorsque la manette des gaz est positionnée à proximité de la butée ou sur la butée.

Equipement pour parachutisme

L'avion comprenait entre autres l'"Equipement optionnel" pour activités de parachutisme, comme précisé dans le supplément du manuel de vol 1824 (auquel il est fait référence dans la Data Sheet de l'OFAC 56-10 part 2.96-21 "Optional Equipment"). La modification comprend l'installation d'un banc longitudinal, d'un tabouret, d'un marchepied externe et de plusieurs protections.

Le supplément du manuel de vol 1824 indique que les ceintures de sécurité des parachutistes doivent être installées si les règles d'exploitation l'exigent. En Belgique, l'installation de ceintures est imposée par la DGTA depuis 2003, sur la base d'une recommandation de sécurité découlant d'un autre accident mortel, impliquant le même club de parachutisme et avec le même type d'avion en juin 2002.

Namur Air Promotion S.A. a acheté l'avion en 2003 non équipé de ceintures de sécurité pour les occupants assis sur le banc et sur le plancher. Le propriétaire a installé des systèmes de retenue fabriqués localement qui ont été testés et approuvés par la DGTA. Les systèmes de retenue (simples sangles) étaient équivalents à ceux du Pilatus P/N 112.50.06.824. En même temps, la DGTA a demandé que soit placé sur la planche de bord un avis indiquant que le pilote est chargé de s'assurer que tous les occupants sont convenablement attachés avant le décollage.

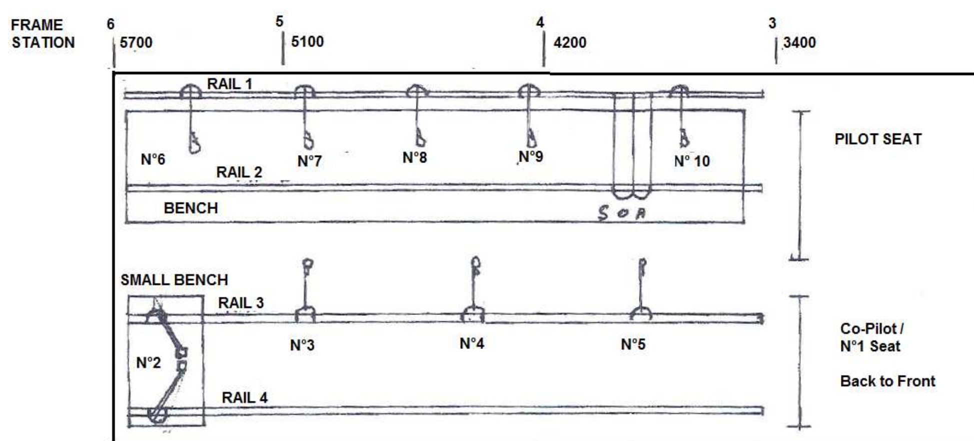


Illustration 3: emplacement du dispositif de retenue

Siège du pilote et protection du dos du pilote



Illustration 4: photo du siège du pilote dans l'avion impliqué dans l'accident

Comme on peut le voir sur la photo ci-dessus, il n'y a aucune séparation entre la cabine et le cockpit et le dossier bas du siège du pilote n'offre aucune protection pour la tête et la partie supérieure du corps du pilote.

Equipement d’oxygène
L’avion n’était pas équipé d’un système respiratoire pour le pilote ou pour les occupants.

Manuel d'utilisation de l'avion
Le manuel de vol de l'avion (AFM) n'a pas été récupéré dans l'épave ni à un autre endroit. Le manuel de vol applicable, couvrant le PC-6/B2-H4, est identifié comme étant le **“**Report N°1072–20**”** du 10 décembre 1985 (Révision 5 de février 2013). Un supplément N°1824 du manuel de vol renvoie aux activités de parachutisme. Pour les activités de parachutisme en chute libre, le nombre maximum d'occupants est de 10, hormis le pilote.

Ce supplément comprend une modification apportée à la demande de la DGTA, selon laquelle l'avis suivant doit être placé sur la planche de bord:

Before take-off the pilot in command must verify that all occupants are properly attached

Illustration 5: avis à placer sur la planche de bord

Le manuel de vol de l'avion accidenté a été vérifié et mis à jour par l'organisme de gestion du maintien de la navigabilité (CAMO) lors du dernier examen de navigabilité de l'avion réalisé le 28 mars 2013. Après avoir été mis à jour par le CAMO, ce manuel de vol (révision 4 de janvier 2003) englobait toutes les révisions temporaires et suppléments applicables et était conforme à la "Status List Documentation PC-6" du 1er février 2013.

Commandes de vol
L'avion est équipé d'un système de commande conventionnel pour les ailerons, les gouvernes de profondeur et la gouverne de direction. Des bielles et câbles de commande sont utilisés pour actionner les commandes. Les commandes de vol primaires sont un manche pour le pilote et le copilote afin d'actionner les ailerons et la gouverne de profondeur et des palonniers pour la gouverne de direction.

Chaque assemblage d'ailerons présente deux sections qui sont rattachées l'une à l'autre au centre. Un contrepoids consistant en un long tube lourd est fixé sur l'intrados de chaque aileron extérieur. Cela signifie que la section de l'aileron extérieur est nettement plus lourde que celle de l'aileron intérieur.

Des volets de compensation sont installés sur les ailerons et la gouverne de profondeur pour réduire les charges nécessaires pour actionner ces commandes en vol.

Un flettner réglable en vol est installé sur le système de commande de direction. Un stabilisateur horizontal à incidence variable est utilisé pour le contrôle de tangage.

Le manche du copilote peut être retiré et avait été retiré pour cet avion.

Chaque aile présente un assemblage de volets s'étendant de l'emplanture de l'aile jusqu'à la moitié de l'envergure et se composant de deux sections qui se rejoignent au centre. Il n'y a aucune interaction entre l'aileron et les volets. Les volets de l'avion accidenté étaient contrôlés manuellement au moyen d'une manivelle située au plafond du cockpit.

Description du système de compensation du stabilisateur horizontal
Le stabilisateur est articulé sur les deux flancs du fuselage au niveau du longeron principal, qui se situe à environ 25% de la CAM, permettant ainsi au bord de fuite de bouger vers le haut et vers le bas sous l'action du vérin du compensateur de profondeur. Le vérin se situe dans la queue du fuselage, sous le stabilisateur, et reste immobile aussi longtemps qu'il n'est pas actionné par commande électrique. Lorsque le pilote actionne l'interrupteur du vérin du compensateur, le bord de fuite du stabilisateur bouge verticalement (vers le haut/vers le bas), permettant de modifier l'angle d'attaque du stabilisateur.

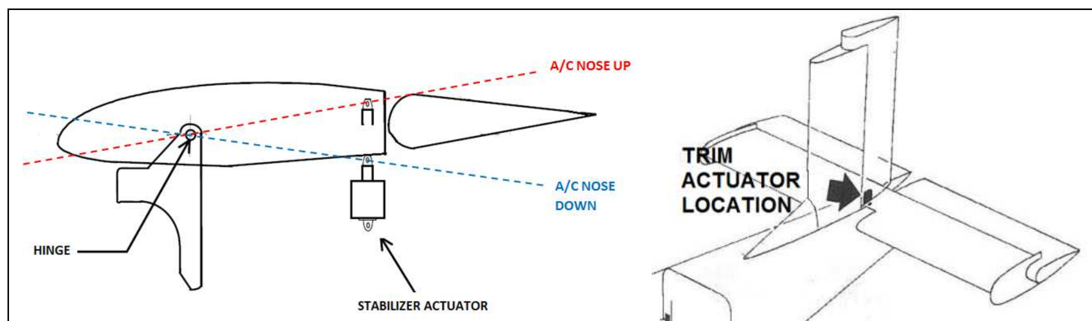


Illustration 6: dessin d'un stabilisateur horizontal et d'une gouverne de profondeur

Une position rétractée du vérin tendra à placer l’aéronef en position de piqué (= bord de fuite du stabilisateur horizontal abaissé), tandis qu'une position sortie du vérin tendra à placer l’aéronef en position cabrée (=bord de fuite du stabilisateur horizontal relevé).

Le tube mobile du vérin du compensateur est attaché par un embout à rotule sur le dessous du stabilisateur, à l'arrière, tandis que l'extrémité fixe du vérin est attachée au cadre du fuselage par un étrier et un embout à rotule.

En position totalement rétractée par commande électrique, l'embout à rotule se trouve à 46 mm du boîtier du vérin. La course complète du vérin est de 85,8 mm.

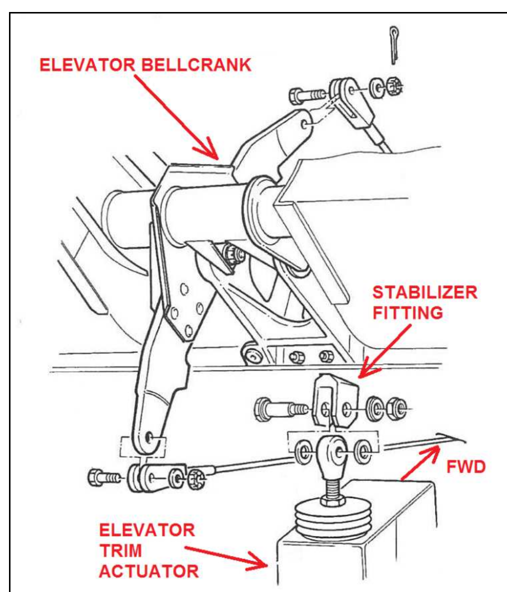


Illustration 7: dessin du vérin du compensateur, du bord de fuite du stabilisateur et du guignol de la gouverne de profondeur.

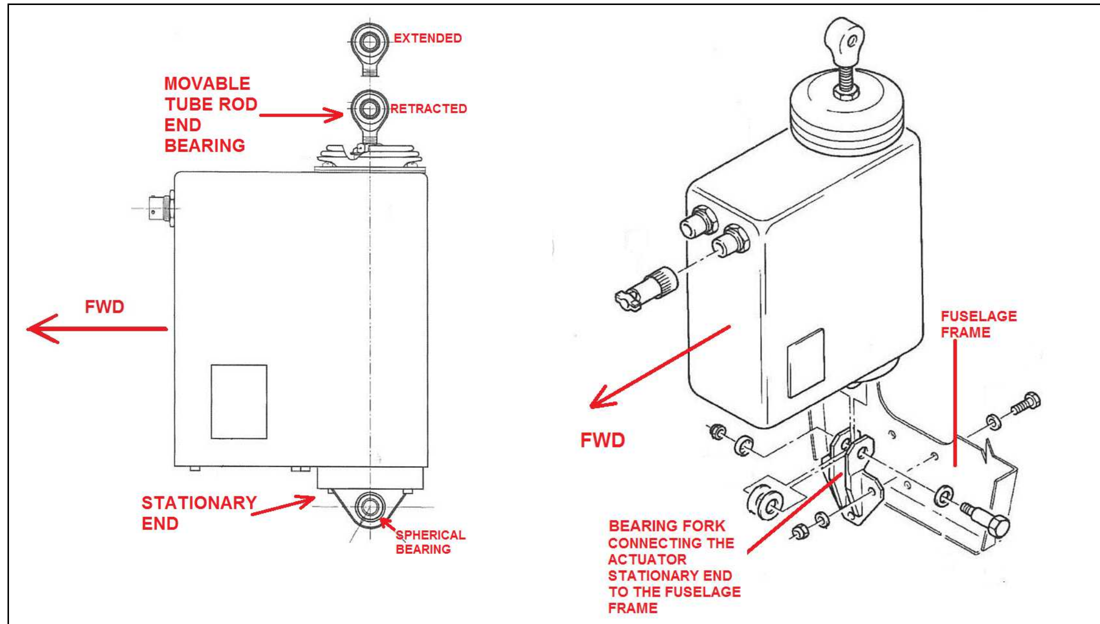


Illustration 8: vue latérale du vérin. **Illustration 9: installation du vérin du compensateur**

Comme on peut le voir sur les illustrations ci-dessus, le compensateur de profondeur du PC-6 B2H4 est totalement actionné par commande électrique, tandis que le compensateur de la gouverne de direction est actionné manuellement.

Le système électrique du stabilisateur horizontal comprend un vérin linéaire à deux moteurs (un moteur pour le système principal et un autre moteur pour le système de secours).

Un interrupteur à bascule à 3 positions avec ressort de rappel est installé sur chaque poignée de manche. Le système comprend également deux relais, un pour alimenter le moteur électrique vers la position de cabré et l'autre pour l'alimenter vers la position de piqué.
L'interrupteur de compensation a pour but de fournir une masse, soit au relais "position de cabré", soit au relais "position de piqué" du moteur principal de compensation. Lorsqu'il est activé, le relais fournit une alimentation positive 28 volts à l'enroulement correspondant du moteur du vérin linéaire.



Illustration 10: photo d'un interrupteur similaire de compensation du stabilisateur

Il convient de remarquer qu'il faut environ 9 secondes au vérin pour se déplacer, par le système principal, d'une position neutre à la butée (électrique) de cabré ou à la position de butée (électrique) de piqué.



L'alimentation 28 volts du système électrique principal du stabilisateur est fournie via un interrupteur de coupure et un disjoncteur de 10 ampères.
En cas de fonctionnement intempestif du compensateur de profondeur, l'interrupteur situé sur le tableau de bord désactivera, s'il est placé en position « coupure », à la fois le système principal et le système de secours.

Illustration 11: A gauche, interrupteur du système de secours.
A droite, interrupteur de coupure du compensateur du stabilisateur.

Le système de secours peut être utilisé après avoir tiré manuellement le disjoncteur du système principal et repositionné l'interrupteur de coupure en position normale.

Cette procédure est décrite dans le manuel de vol de l'avion et est jointe dans l'annexe 6 au présent rapport.

<u>Historique du vérin du compensateur de profondeur</u>
L'identification du vérin du compensateur de profondeur est “Electromec” EM483-3 PN:978.73.18.103 NS: 173. La dernière installation du vérin date du 10 avril 2009. Le chapitre 04 du manuel de maintenance de l'aéronef “AMM” n° 01975 rév.17 relatif aux limitations de navigabilité prescrit que ce vérin doit faire l'objet d'une révision toutes les 3500 heures. Le temps d'utilisation du vérin installé respectait les limites du fabricant. Le prochain remplacement était prévu à 17645 heures ACTT.

Variation du facteur de charge en fonction de la vitesse air pour les manœuvres (diagramme V-n)

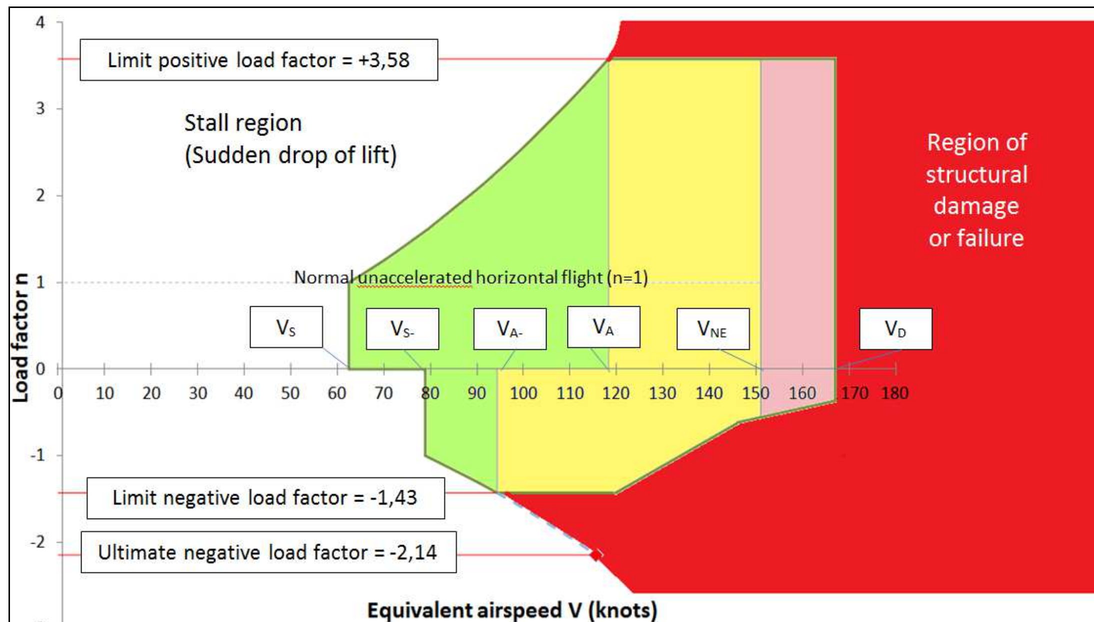


Illustration 12: diagramme V-n montrant la Vitesse par rapport au Facteur de charge

La résistance en vol d'un avion est présentée sur un graphique appelé diagramme V-n, avec la vitesse corrigée[3] (vitesse, "V") sur l'axe des x et le facteur de charge ("n" ou "g") sur l'axe des y. Chaque modèle d'avion a un diagramme V-n unique défini par les critères de certification et de conception de l'avion et valable pour une masse donnée. Certains points du diagramme V-n définissent des vitesses d'utilisation clés destinées à permettre aux pilotes d'éviter des dommages structuraux à l'avion dus à des efforts aérodynamiques excessif.

Le diagramme (également appelé enveloppe structurale) décrit la combinaison admissible de vitesses et de facteurs de charge pour une utilisation sûre de l'avion.

Toute manœuvre, rafale ou combinaison de ces éléments située en dehors de l'enveloppe structurale peut provoquer des dommages structuraux voire une défaillance et peut écourter de fait la durée de vie de l'aéronef.

Le diagramme montre différentes limites. La ligne horizontale supérieure représente le facteur de charge limite positif. Pour le Pilatus PC-6 B2H4, cette limite supérieure est de 3,58, conformément à l'US CAR3. La ligne

[3] La vitesse corrigée (CAS) est la vitesse indiquée corrigée des erreurs dues aux instruments et de l'erreur de position. Elle décrit la pression dynamique exercée sur les surfaces de l'aéronef, et ce indépendamment des conditions existantes de température, d'altitude-pression ou de vent.

horizontale inférieure représente le facteur de charge limite négatif qui, conformément aux spécifications de certification, correspond à -0,4 fois le facteur de charge positif, soit -1,43.

L'aéronef a été conçu pour résister à des charges égales à la masse maximale au décollage de l’avion (2800 kg) multipliée par les facteurs de charge limites indiqués dans le diagramme V-n de l’avion. Appliquer une charge supérieure à ces facteurs est susceptible de causer des déformations permanentes à la structure de l'avion. Appliquer une charge supérieure au facteur de charge extrême (qui se situe 50% au-delà du facteur de charge limite) peut provoquer la rupture de la structure primaire.

La limite verticale du côté droit du diagramme est la limite de vitesse maximum V_D. Au-delà de cette vitesse, la déformation et la rupture de la structure sont également susceptibles de se produire. La vitesse autorisée maximum est fixée à 90% de la vitesse limite (marge de sécurité). Cette vitesse est appelée V_{NE}, ou vitesse à ne jamais dépasser.

La zone blanche située dans la partie gauche du diagramme est bordée par les courbes dites de décrochage. Elles représentent la vitesse minimum à respecter pour un facteur de charge donné et un coefficient de portance maximum. A des vitesses inférieures, l'aéronef décrochera et/ou commencera à descendre. On constate que les courbes au-dessus et en dessous de l’axe des x du diagramme V-n ne sont pas les mêmes, ce qui est dû au profil aérodynamique asymétrique de l'aile du PC-6. Les vitesses auxquelles les courbes croisent les lignes de facteur de charge limite sont appelées les vitesses de manœuvre. Pour les besoins du présent rapport, elles seront indiquées V_A (en charge positive) et V_{A-} (en charge négative). Ces vitesses sont importantes parce que si on vole à des vitesses inférieures à la vitesse de manœuvre, l'aéronef décrochera toujours avant d'atteindre les facteurs limites de l'avion.

Lorsqu'on vole à des vitesses supérieures (zone jaune du diagramme), il faut éviter d'actionner les commandes de manière soudaine ou de voler dans des conditions défavorables afin de ne pas dépasser les facteurs limites.

Il a été calculé que le PC-6 restera dans l'enveloppe et résistera à des rafales de +30 et -30 pi/s (pieds par seconde) lors d'un vol normal sans accélération (le facteur de charge est égal à +1). On remarque que la zone jaune commence à une vitesse moins élevée lorsque l’avion est soumis à des charges négatives (94 nœuds contre 119 nœuds), ce qui signifie que la limite de charge sera atteinte plus tôt. Si on extrapole la ligne de décrochage négatif, la vitesse à laquelle le facteur de charge ultime négatif est atteint peut être fixée à environ 115 nœuds.

Masse et centrage

L'aéronef a été pesé pour la dernière fois le 28 mars 2013 dans la configuration suivante: avec le plein d'huile moteur, une quantité de carburant inutilisable et l'équipement spécifique pour les sauts en parachute installé.

Un calcul de masse & centrage était rarement réalisé avant un vol. Un pilote volant régulièrement avec cet avion et également le président du club de parachutisme ont confirmé qu'il avait été estimé que le chargement du PC-6 ne pouvait pas sortir du domaine de centrage (CG). Cette affirmation se basait sur différents calculs de masse & centrage réalisés avec l'instructeur durant les différentes sessions de conversion des pilotes sur PC-6.

Durant l'enquête, la masse et le centrage de l'avion ont été calculés sur la base des données de l'avion et sur la base du poids réel et de la position des occupants (dans la mesure où elle pouvait être déterminée), en utilisant les données et/ou hypothèses suivantes:

- Le poids de tous les occupants était connu.
- La position des occupants dans la cabine étaient connus pour la plupart d'entre eux.
- Le poids moyen de l'équipement complet et des vêtements de chaque parachutiste a été estimé à 6 kg.
- Une hypothèse conservative a été utilisée en ce qui concerne les places n° 6, 7, 8 et 10, dont l'occupation réelle était inconnue, en plaçant les personnes les plus lourdes à l'avant et les moins lourdes à l'arrière.
- La quantité approximative de carburant s'est basée sur le nombre de rotations réalisées depuis le dernier avitaillement et sur une consommation de carburant moyenne de 12,5 gallons US par rotation.
- La distance à partir du point de référence a été estimée sur la base de la position supposée des occupants.

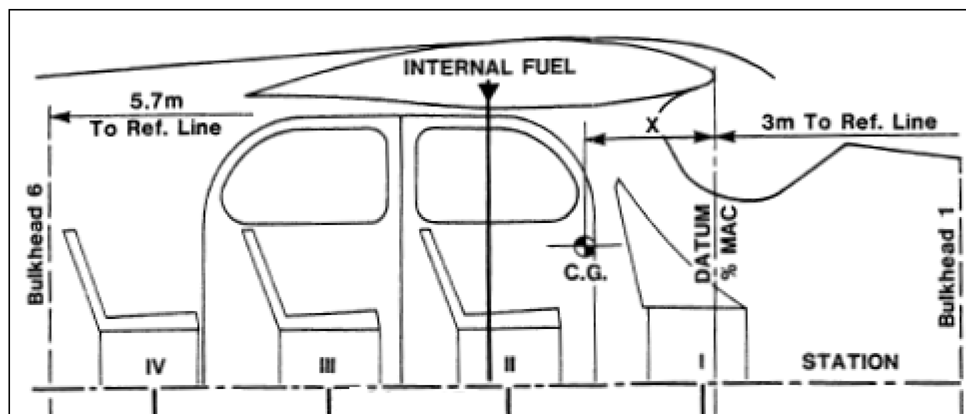


Illustration 13: croquis montrant plusieurs distances par rapport au plan de référence

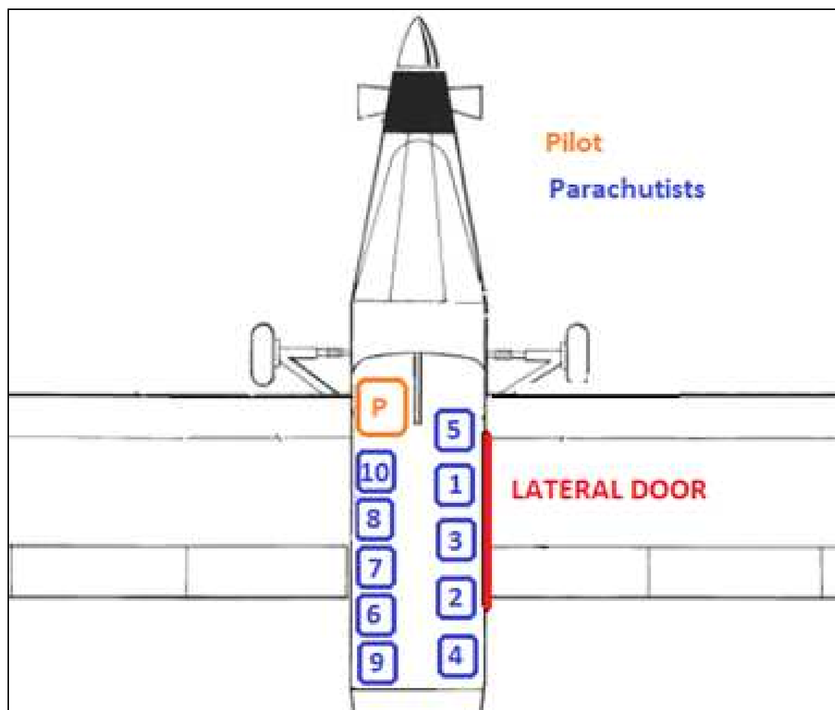


Illustration 14: croquis du fuselage montrant la position supposée des parachutistes

Elément	Bras (m) à partir du plan de référence	Masse (kg)	Moment (kgm)
Masse à vide de l'aéronef (*)	3,354	1387,3	4653,004
Pilote commandant de bord	3	91	273
P 5 (Siège du copilote inversé)	3	93	279
P 1	3,5	66	231
P 3	4	81	324
P 2	4,7	92	432,4
P 4	5,45	96	523,2
P 9	5,5	81	445,5
P 10 en position indéfinie	3,6	96	345,6
P 8 en position indéfinie	4	82	328
P 7 en position indéfinie	4,7	83	390,1
P 6 en position indéfinie	5,1	70	357
Carburant estimé (50 USG)	3,95	161	635,95
TOTAL	**3,718**	**2479,3**	**9217,754**

(*) Le petit siège du copilote dans le cockpit, le siège du côté droit à l'arrière de la cabine, le banc pour les parachutistes, le plancher cabine et l'attache du câble de parachutage sont compris dans la masse à vide de l'aéronef.

Le calcul ci-dessus montre que le CG était très proche, et peut-être même au-delà, de la limite arrière du domaine de centrage de l'avion (la limite arrière est de 3,722 m à partir du point de référence). En outre, la masse de l'avion se situait dans les limites (MTOW de 2800 kg).

Le supplément n° 1824 du manuel de vol indique à la section II que le pilote commandant de bord doit accorder une attention particulière au chargement de l'avion. Toutefois, aucun conseil n'est donné sur la manière de déterminer le bras de levier entre le point de référence et les différents parachutistes, dès lors qu'en réalité ils sont installés sur les bancs et sur le plancher et que leur position est difficile à déterminer avec précision.

SECTION II - OPERATING PROCEDURES

Before conducting these operations, the pilot in command must perform many tasks to determine that the operation will be successful. The pilot must possess the appropriate certificate(s), be current in the airplane, be familiar with the proposed flight operation and operating regulations, have received the flight authorization from the appropriate agencies (as required), and configure the airplane for the specific flight operation and compute a new basic empty weight and corresponding center of gravity.

Special emphasis should be placed on the airplane loading and the shifting weight distribution during the actual supply drop or of the skydivers as they gather at the cabin door before and during the parachute jump to ensure that the airplane C.G. stays within limits.

Before loading the skydivers, the pilot in command must discuss, with the skydivers, the proposed loading and exit sequence, use of safety belts, flight profile and the method of the jump whether free-fall or static line.

Illustration 15: extrait du manuel d'utilisation de l'avion n° 1824

Historique de l'aéronef

Le Pilatus Porter msn 710 a été construit en 1969 en tant que modèle PC-6/B1H2. Il a été exploité dans un premier temps comme aéronef de pulvérisation par Ciba-Pilatus, puis utilisé par la Croix-Rouge en Angola.

En 1989, il a été acheté par un club de parachutisme belge. A ce moment, l'avion avait déjà été modifié en modèle PC-6/B2H4. Le 12 mars 2000, il a été accidenté lors d'un décollage depuis l'aérodrome de Moorsele (EBMO), pendant lequel il a subi des dommages importants.

Suite à cet accident, l'avion a été réparé et révisé en 2002 par Pilatus Flugzeugwerke et a ensuite été acheté par **“**Namur Air Promotion SA**”** en 2003. Lors des réparations, une nouvelle hélice quadripale de type Hartzell HC-D4N-3P portant le numéro de série FY2365 a été installée conformément au FAA STC SA377CH.

A partir de ce moment, l'avion a été exploité par **“**Namur Air Promotion SA**”** pour les besoins de sauts en parachute à Temploux, Namur (EBNM). Il avait effectué environ 4420 HV depuis son achat par son dernier propriétaire jusqu'à la date de l'accident.

Maintenance

La maintenance de l'aéronef était assurée par un organisme de maintenance agréé EASA Part M subpart F. Cet organisme était également dûment agréé en tant qu'organisme de gestion du maintien de la navigabilité (CAMO) et était donc, en tant que tel, chargé à la fois de la maintenance et de la gestion de la navigabilité de l'avion.

Le dossier indique que la maintenance était réalisée régulièrement selon un programme de maintenance de l'aéronef qui avait été approuvé par la DGTA le 25 mai 2013.

Le dernier entretien périodique (100 h) avait été réalisé le 20 septembre 2013 à 16112:58 HV (Temps total de la cellule)

Le rapport de défectuosité lié à ce dernier entretien énumère quelques points mineurs en suspens, attendant soit le bon de commande du propriétaire soit la livraison de pièces commandées. Un de ces points concerne le remplacement de la section extérieure de l'aileron de l'aile gauche, réparée temporairement, et un autre porte sur une possible contamination du carburant pour laquelle il avait été demandé au propriétaire de l'avion de vérifier son approvisionnement en carburant. Les points restants n'ont pas été jugés importants pour les besoins de l'enquête.

Comme de coutume, le programme d'inspection du manuel de maintenance du Pilatus, Chapitre 5, intitulé **"***100 Hours / Annual Inspection – Airframe***"** avait été utilisé pour réaliser la maintenance périodique. Le dossier de maintenance a été examiné. Ce document présente une anomalie : une tâche n'a pas été signée et la mention "NA" a été indiquée au point 49 (voir ci-dessous) alors que ce point est partiellement applicable. Le personnel de l'organisme de maintenance a été interrogé à ce sujet et il a été déterminé que le test fonctionnel (conformément à Ref. 27-40-00) mentionné au point 49 avait été convenablement et complètement réalisé en tant qu'élément du point 47 **"***Electrical system – Examine***"**.

	Chapter 27 - Flight Controls - Stabilizer	
47	Horizontal stabilizer trim actuator Mechanical system Electrical system	 Examine Lubricate (Ref. 27-45-01, Page Block 201) Examine
48	Horizontal stabilizer trim actuator attachments	Examine. On the lugs, look for cracks and signs of excessive asymmetrical wear.
49	Horizontal stabilizer trim system Mechanical system	Do a functional test (Ref. 27-40-00, Page Block 501) Lubricate chains (Material No. P04-006) Lubricate handcranks (Material No. P04-002)

Illustration 16: extrait du programme d'inspection des 100h montrant l'entretien à réaliser à la fois sur le système mécanique et sur le système électrique

1.7 Renseignements météorologiques.

Prévisions générales – Vents – Valable le 19 octobre 2013 de 06:00 à 18:00 à EBBR

SURFACE	205 DEG 05-10KT (COAST 10-15KT) BECMG SW/10-15KT	
AT 1000FT	210 DEG 20-25KT	BECMG 230 DEG 25-30KT
AT 2000FT	220 DEG 20-25KT	BECMG 230 DEG 30-35KT
AT 3000FT	230 DEG 20-25KT	BECMG 240 DEG 35-40KT
AT 4000FT	230 DEG 20-25KT	BECMG 240 DEG 35-40KT
AT 5000FT	230 DEG 25KT	BECMG 240 DEG 35-40KT

Rapports d'observation des aéroports

EBCI METARs 19/10/2013 (11:50 – 13:50)
METAR EBCI 191150Z 18011KT 9999 FEW008 16/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBCI 191220Z 18010KT 140V210 CAVOK 16/14 Q1009 NOSIG=
METAR EBCI 191250Z 19012KT CAVOK 16/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBCI 191320Z 19010KT CAVOK 17/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBCI 191350Z 18008KT 9999 FEW018 17/14 Q1009 NOSIG=

EBLG METARs 19/10/2013 (11:50 – 13:50)
METAR EBLG 191150Z 20011KT CAVOK 17/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBLG 191220Z 19011KT CAVOK 18/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBLG 191250Z 19010KT CAVOK 18/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBLG 191320Z 19013KT CAVOK 18/13 Q1009 NOSIG=
METAR EBLG 191350Z 18011KT CAVOK 18/13 Q1009 NOSIG=

Données d'observation (EBCI)

EBCI Date Time (UTC)	Air temperature (°C)	Dew Point Temperature (°C)	Relative Humidity (%)	Wind direction (10 min average) (deg)	Wind speed (10 min average) (KT)	Max Wind speed (last 10 min) (KT)	Air Pressure (MET_QFE) (hPa)
19/10/2013 12:00:00	15,7	13,2	85,0	184	11,3	15,2	987,4
19/10/2013 12:10:00	15,9	13,3	84,8	188	8,8	14	987,5
19/10/2013 12:20:00	16,4	13,6	83,5	176	9,6	15,3	987,2
19/10/2013 12:30:00	16,4	13,6	83,5	180	10	16,5	987,3
19/10/2013 12:40:00	16,3	13,5	83,4	183	11,1	14,5	987,3
19/10/2013 12:50:00	16,2	13,2	82,5	189	11,4	15,8	987,3
19/10/2013 13:00:00	16,2	13,2	82,4	189	10,8	15,4	987,2
19/10/2013 13:10:00	16,2	13,2	82,6	194	9,6	13,7	987,4
19/10/2013 13:20:00	16,5	13,4	81,8	194	9,6	14,6	987,5
19/10/2013 13:30:00	16,9	13,7	81,2	191	10,3	14	987,5
19/10/2013 13:40:00	16,9	13,7	81,5	188	9,3	14,4	987,2
19/10/2013 13:50:00	17	13,8	81,7	180	8,1	11,1	987,3

Radar météorologique

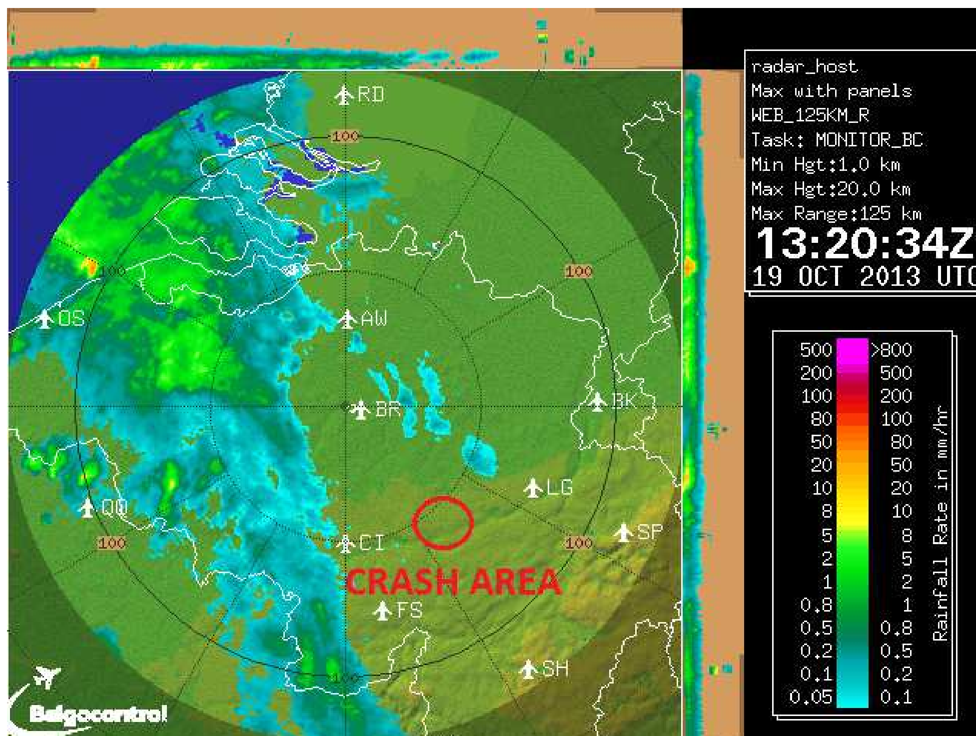


Illustration 17: image du radar météorologique à 13:20

Résumé des conditions météorologiques

Le site du crash se situe entre les aéroports EBCI et EBLG. Par interpolation des METAR de EBCI et EBLG, la vitesse du vent au sol sur le site du crash était d'environ 10 nœuds venant de 180°/190°.

Les données des prévisions générales du vent en altitude ont été extrapolées sur la base de la comparaison entre les valeurs de vent mentionnées sur les METAR de EBCI et EBLG à 13:20 et 13:50. Sur cette base, on peut supposer que le vent à FL50 était d'environ 25 nœuds venant de 210°.

Les rapports d'observation de EBCI et EBLG montrent que le plafond et la visibilité étaient excellents pour les vols VFR. Quelques nuages ont été signalés sur le METAR de EBCI à 13:50 (CAVOK - aucun nuage en dessous de 5000 pieds au-dessus du niveau de l'aérodrome), mais aucune rafale. En outre, aucun témoin se trouvant à proximité du site du crash n'a signalé des conditions météorologiques anormales.

1.8 Aides à la navigation.

L'aérodrome EBNM étant situé en dessous de la TMA One de EBCI (située entre FL55 et 2500 pieds AMSL), tout aéronef décollant de l'aérodrome EBNM et volant au-dessus de 2500 pieds est soumis au contrôle de la circulation aérienne de EBCI. Lorsqu'ils grimpent à l'altitude de transition (4500 pieds AMSL), les aéronefs sont transférés de Charleroi APP (indicatif d'appel ‘Charleroi Approach’) à Brussels ACC (indicatif d'appel ‘Brussels Control').

Toutefois, une procédure spéciale a été convenue entre les différents services de contrôle de la circulation aérienne impliqués et les pilotes assurant les vols de parachutage. Chaque aéronef de parachutisme transféré de Charleroi APP à Brussels ACC doit ainsi rester en contact avec Charleroi APP sur la deuxième fréquence radio. La raison de cette procédure était de s'assurer que les deux unités ATC concernées (Brussels ACC et Charleroi APP) soient consultées pour autoriser les sauts en parachute dans leurs espaces aériens respectifs.

Quand l'avion atteint l'altitude prévue pour le largage des parachutistes, il contacte Brussels ACC pour obtenir une autorisation pour la zone FL245-FL55. En outre, l'avion est tenu de contacter Charleroi APP pour obtenir une autorisation similaire pour la zone FL55-2500 pieds AMSL.

La trajectoire de vol de l'avion a pu être reconstituée sur la base des données radar. Le Pilatus est apparu sur les écrans radar vers 13:28:10, lorsqu'il a passé 1300 pieds. Peu de temps après, à 13:28:55, le pilote a contacté ‘Charleroi Approach’ et a demandé l'autorisation de grimper à FL135. Le contrôleur a alors donné au pilote l'instruction de voler vers l'est à

faible altitude en raison d'un trafic entrant s'approchant de EBNM et passant à 4400 pieds à 3 milles nautiques au sud du Pilatus. La position du Pilatus était alors de 1 mille nautique au sud-ouest de EBNM.

Illustration 18: extrait de la carte Low air montrant l'itinéraire de vol approximatif

A 13:30:35, l'avion était au-dessus du **"**Bois de Neverlée**"** - Mode C indiquant 1800 pieds. A 13:30:50, alors que l'avion croisait la N904, toujours en tenant le cap est, le pilote a reçu l'instruction de grimper à FL50.

Lorsque l'avion a croisé l'autoroute E411 à proximité de Champion (heure: 13.32.32), le pilote a demandé **"**Charleroi, une possibilité pour tourner à gauche vers la cible**"** (la cible = la zone de largage), mais cela a été refusé par le contrôleur.

A 13.33.30, l'avion a été autorisé par le contrôleur de EBCI à reprendre sa propre navigation jusqu'à la cible. Le contrôleur de EBCI a également demandé au pilote de contacter 'Brussels Control' sur la fréquence 128.2 (fréquence radio en MHz) pour grimper plus haut et également de rappeler EBCI avant le largage.

A 13.33.42, l'avion volait à 4500 pieds, à proximité du croisement N992 et N80 (= coin supérieur droit de EBCI-TMA3B). Le pilote a répété les dernières instructions du contrôleur, et l'avion a amorcé un virage à gauche et a grimpé à FL51 (5000 pieds). Toutefois, le pilote n'a pas contacté 'Brussels Control' sur 128.2.

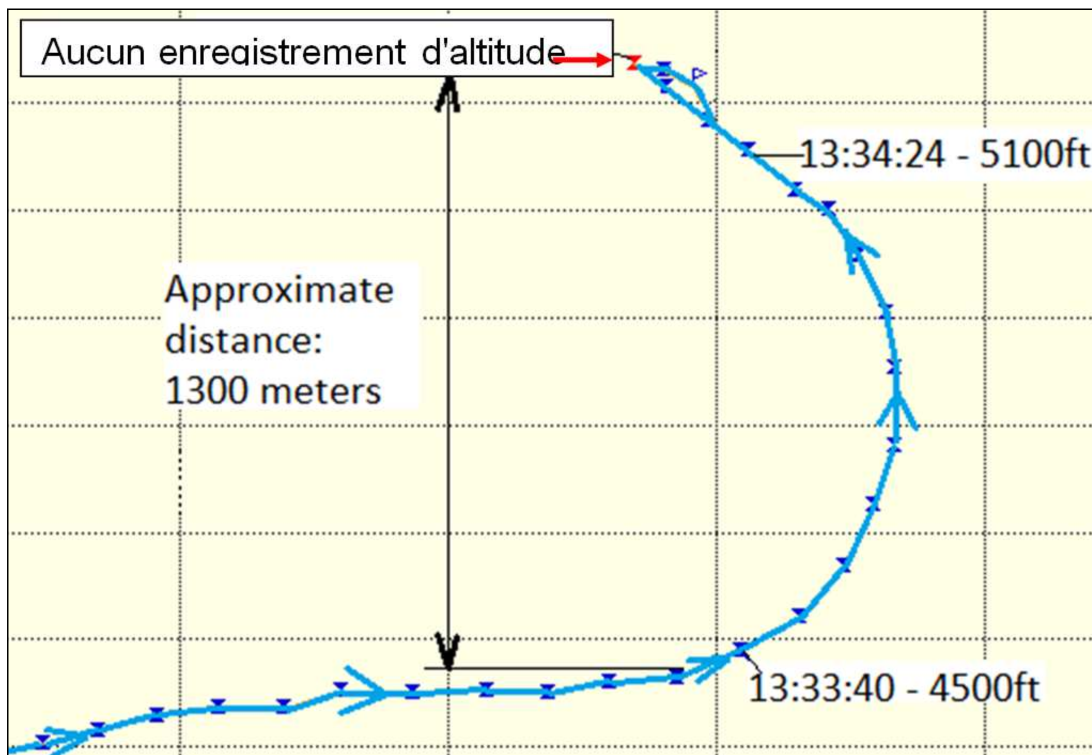


Illustration 19: 2 dernières minutes de l'itinéraire de vol

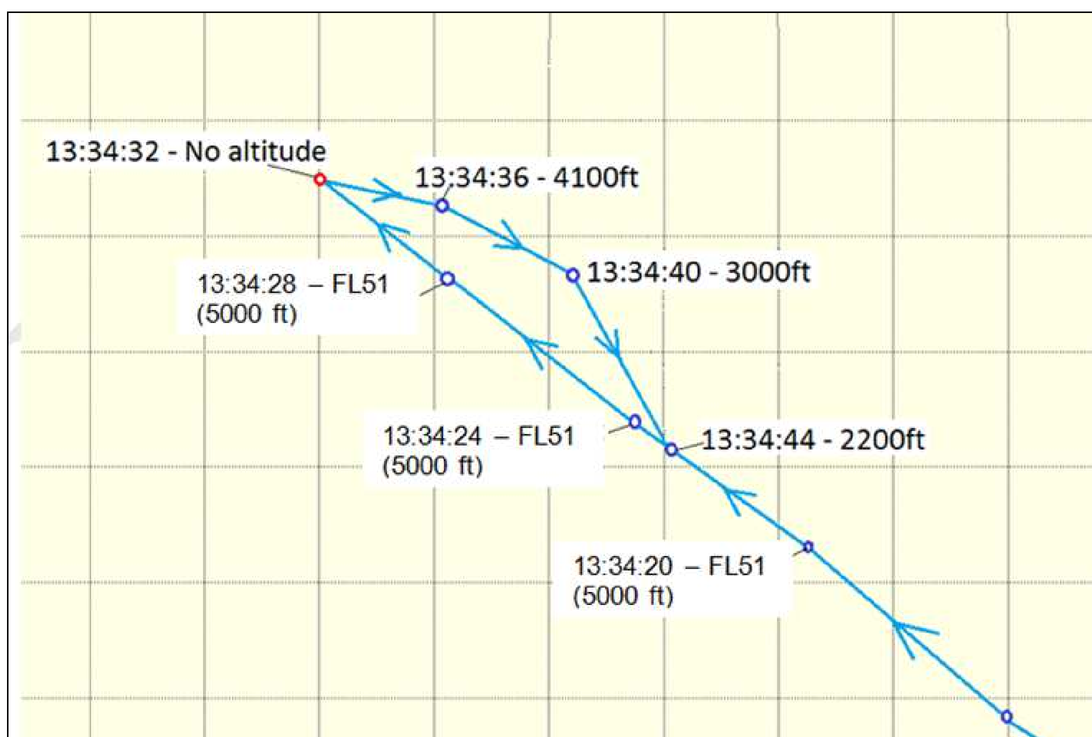


Illustration 20: dernière minute de l'itinéraire de vol

Comme on peut le voir sur les graphiques, l'avion a réalisé un virage à gauche d'environ 120° de 13:33:36 à 13:34:16 en grimpant de 4500 pieds à FL51 (5000 pieds). Ensuite, les données radar montrent l'avion en vol rectiligne pendant 12 secondes (13:34:16 à 13:34:28).

A 13:34:30, la trajectoire radar montre un changement brutal de direction. L'avion fait demi-tour vers la droite. Entre 13:34:28 et 13:34:32, aucune altitude n'est enregistrée et, à partir de ce moment, le radar montre:

- les 3 derniers échos du radar secondaire (avec les données d'altitude) émis par le transpondeur de l'avion à 13:34:36, 13:34:40 et 13:34:44.
- Quelques échos du radar primaire au nord-est de l'itinéraire de vol (non représentés sur les graphiques) sans données d'altitude, provenant manifestement de pièces se détachant de l'avion.

1.9 Communications.

Une communication radio normale a été établie pour le décollage avec le service d'information de vol d'aérodrome (AFIS) **"**Namur Radio**"**. Les conversations tenues sur cette fréquence ne sont pas enregistrées, et il n'y a aucune obligation de le faire.
Après le décollage, le pilote a contacté Charleroi APP avant d'entrer dans la EBCI TMA Sector 1 (2500 pieds AMSL – FL55). Toutes les communications établies entre l'avion, Charleroi APP et enfin Brussels ACC sont enregistrées.

Transcription de la communication du dernier vol (N°15):

Heure	Charleroi APP	Brussels ACC (128.2)	Pilatus	Altitude de vol
13:28:52			Charleroi, (call sign) on 2000, request one three five	
	(call sign), track to the east, call you back shortly for further climb			
			Roger, (call sign)	
13:30:51	(call sign), climb to flight level five zero			1800 pieds
			Ok, (call sign)	
13:32:32			Charleroi, (call sign), request left turn back to the target	3300 pieds
	(call sign), continue to the east, call you back shortly to resume			
			Ok, (call sign)	

13:33:32	(call sign), cleared to resume navigation over the target			4200 pieds
			Right, navigation over the target, (call sign)	
13:33:38	(call sign), for higher ‘Brussels Control’, one two eight decimal two. Report before the drop			
13:33:42			(call sign)	4400 pieds
13:34:27		Radio emission: silence		
13:34:30		Radio emission: silence 4 seconds		
13:34:39		Radio emission: silence 4 seconds		
13:34:45		"Aah"		

Le pilote est passé à la fréquence radio de Brussels ACC à 13:33:42 ou après, mais n’a pas pris contact avec Brussels ACC et a continué à grimper jusqu'à FL51 (5000 pieds), pour finir en vol en palier pendant plus de 10 secondes.

Entre 13:34:27 et 13:34:45, plusieurs communications avec uniquement des bruits de fond (comme des rafales de vent) ont été transmises sur la fréquence de Brussels ACC. Au cours de la dernière transmission, ce qui semble être un cri bref a été entendu.

Transcription de la communication du vol n°14:
Au cours du vol précédent (n° 14), il a fallu seulement 24 secondes au pilote pour contacter Brussels ACC après avoir reçu l’instruction de EBCI APP d’obtenir l’autorisation de grimper à une altitude supérieure à FL50. L’avion volait à une altitude de 3000 pieds à ce moment.

Heure	Charleroi Tower	Brussels (128.2)	Pilatus
13:07:23			‘Charleroi Tower’, (call sign), one three five
	(call sign), Climb to flight level five zero		
13:08:45	(call sign), for higher ‘Brussels Control’, one two eight two, report before the drop		
			One two eight two, report before the drop, (call sign)
13:09:09			‘Brussels Control’, (call sign), passing 3000 ft request one three five
		(call sign)climb to flight level one three five	

1.10 Renseignements sur l'aérodrome.

EBNM – aérodrome de Namur Suarlée

Le crash s'est produit à une distance d'environ 12,5 kilomètres à l'est-nord-est de l'aérodrome EBNM.
L'aérodrome EBNM Namur est situé 7 km à l'ouest-nord-ouest de Namur. Les coordonnées géographiques sont 50°29'17" N – 4°46'08" E et l'élévation est de 594 pieds (181 m).
L'aérodrome est équipé de deux pistes bidirectionnelles 24/06 en gazon. Les dimensions de la piste 06L/24R (planeurs) sont de 630 m x 50 m tandis que la piste 06R/24L (utilisée pour les aéronefs à moteur) a les dimensions suivantes : 695 m x 31 m. Les deux pistes ayant une orientation 24 ont un circuit à droite. Toutefois, un circuit opposé spécial (à gauche pour la piste 24 et à droite pour la piste 06) est d'application pour les avions de parachutisme basés à l'aérodrome. Une autorisation préalable de l'exploitant est requise (Prior permission required – PPR) pour utiliser l'aérodrome. Des aéronefs divers (avions, hélicoptères et planeurs) y sont utilisés. De plus, les activités de parachutisme en VMC y sont autorisées. Le survol de l'aérodrome doit être évité pendant les activités de parachutisme.
Le service d'information de vol d'aérodrome (AFIS) est donné sur la fréquence 118.000 MHz et la présence d'un équipement radio est obligatoire dans chaque aéronef.
Les conditions techniques et d'exploitation applicables aux aérodromes pour lesquels aucun contrôle de la circulation aérienne n'est assuré sont définies dans la Circulaire GDF-04 de la DGTA.
Extrait de la circulaire GDF-04 sur les responsabilités du commandant d'aérodrome lorsqu'il constate des infractions:

6.4 Verantwoordelijkheden van de vliegveldoverste 6.4.2 De vliegveldoverste of zijn plaatsvervanger: a) … b) is gehouden elke inbreuk op de luchtvaartwetgeving en -reglementering dat voorkomt op het vliegveld op te tekenen en zonder uitstel mee te delen aan het DGLV …	6.4 Responsabilités du commandant d'aérodrome 6.4.2 Le commandant d'aérodrome ou son suppléant: a) … b) est tenu de consigner et de communiquer sans délai à la DGTA toute infraction à la législation et la réglementation aéronautique …

Translation:

6.4. Responsibilities of the airfield commander
6.4.2. The airfield commander or his replacement:
a) ...
b) records and communicates as soon as possible to BCAA every violation of the aeronautical regulation and legislation, etc.

Brussels South Charleroi Airport

Brussels South Charleroi Airport (EBCI) est situé 23 km à l'ouest de l'aérodrome de Namur EBNM. Aussi, plusieurs Terminal Manoeuvring Areas (TMA) recouvrent l'aérodrome EBNM situé dans un espace aérien de classe G.

Par conséquent, une grande partie de l'itinéraire de vol de l'avion a été réalisée sous la surveillance du contrôle de la circulation aérienne de l'aéroport EBCI. Entre autres, les installations de communication suivantes des services de la circulation aérienne (ATS) sont disponibles à Charleroi Airport: Charleroi TWR (121.300 MHz) et Charleroi APP (133.125MHz).

Le crash s'est produit 35 km à l'est de EBCI, à proximité de l'intersection de EBCI TMA ONE, TMA TWO A et TMA THREE B (FL55/3500 pieds AMSL).

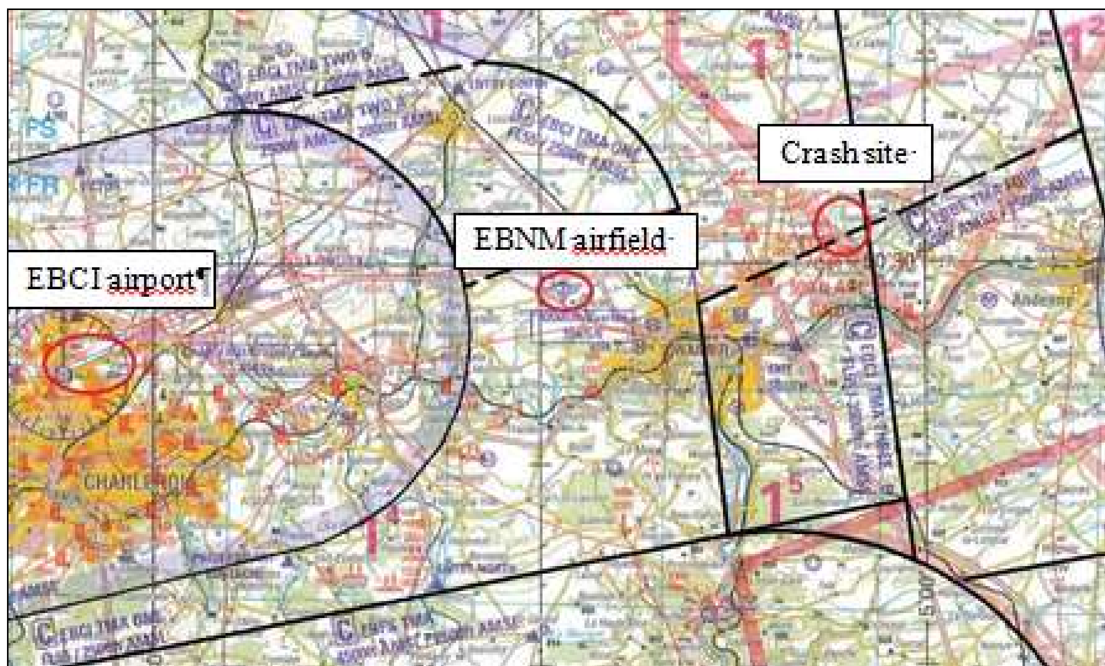


Illustration 21: positions relatives de EBCI, EBNM et du site du crash

Vue de l'espace aérien au-dessus de EBNM

Le dessin suivant montre la configuration des différentes zones contrôlées et non contrôlées au-dessus de l'aérodrome de Namur.
'Namur area One' est un cercle de 2 milles nautiques de rayon, centré sur 50°29'17" N 4°46'26" E et s'étendant du sol jusqu'à FL135. Cette zone désigne l'aire où sont organisées les activités de parachutisme.

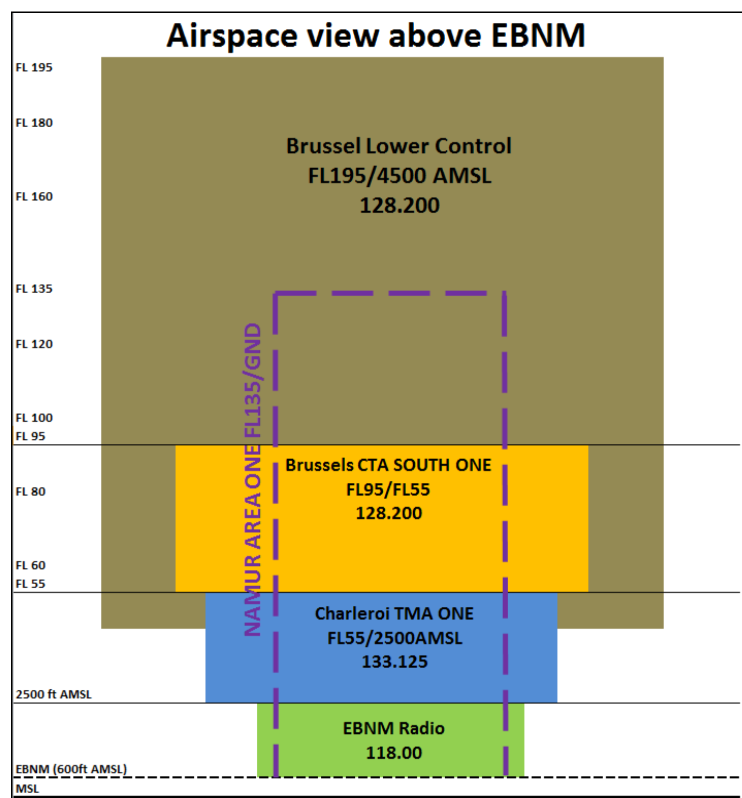


Illustration 22: espace aérien au-dessus de EBNM (pas à l'échelle)

1.11 Enregistreurs de bord.

L'avion n'était pas équipé d'un enregistreur de bord, et ce n'était pas une obligation.

Certains parachutistes disposaient de caméras d'action. Elles ont été examinées par le laboratoire de la police, mais on n'a trouvé aucun enregistrement du dernier vol, ce qui n'est pas anormal puisqu'elles ne devaient normalement être utilisées que pendant le saut en parachute.

Tous les parachutes de secours étaient équipés d'un dispositif de déclenchement automatique (DDA).

Les DDA sondent la pression atmosphérique ambiante pour calculer l'altitude et la vitesse verticale 8 fois par seconde. Le DDA est activé par le

parachutiste au moment d'entrer dans l'avion pour permettre au système de mesurer la pression ambiante au sol, et donc l'altitude du sol de la future zone de largage.



Illustration 23: dispositif de déclenchement automatique du parachute de secours (DDA)

Etant donné que la QNH était de 1009 hPa et que l'élévation de l'aérodrome de Namur est d'environ 600 pieds, la QFE (pression atmosphérique de l'aérodrome) était de 889 hPa[4] lorsque le DDA des parachutistes a mesuré la pression atmosphérique de l'aérodrome. Cela explique pourquoi la différence de hauteur mesurée par le DDA et l'encodeur de l'avion (fixé à 1013 hPa) était d'environ 720 pieds (30*(1013-889) =720 pieds).

Pendant le décollage, le DDA passe à un statut ‘actif’ et est prêt à aider le parachutiste en cas de situation critique. En même temps, il commence également à mesurer la pression ambiante, et ce 8 fois par seconde. Le DDA s'enclenche automatiquement lorsqu'une augmentation rapide de pression correspondant à une vitesse de chute de 35 m/s est constatée. Cette vitesse de chute nécessaire pour que le dispositif se déclenche est proche d’une vitesse d'un parachutiste en chute libre d'environ 50 m/s.

Le DDA déclenche instantanément le déploiement du parachute de secours lorsque les deux conditions suivantes sont remplies:

- La vitesse en chute libre est atteinte et maintenue.
- L'altitude chute en dessous de l'altitude de déclenchement prédéfinie, qui correspond à une hauteur approximative de 300 m AGL.

Le système électronique du DDA comprend également un dispositif de mémorisation interne qui enregistre les données passées à partir de 7 secondes avant le point de déclenchement (c'est-à-dire 7 secondes avant d'atteindre la vitesse de chute de 35 m/s) jusqu'à 10 secondes après avoir

[4] En dessous de 10000 pieds, le gradient vertical de pression est d'environ 1 hPa pour 30 pieds => 600 pieds/30 pieds = 20 hPa

atteint l'altitude du sol. Les données des sept DDA ont pu être récupérées grâce au concours du fabricant (Vigil – une marque belge).

Il est établi que l'ensemble des DDA ont détecté une vitesse de chute de plus de 35 m/s et qu'ils se sont déclenchés simultanément alors que les parachutistes étaient toujours à bord.

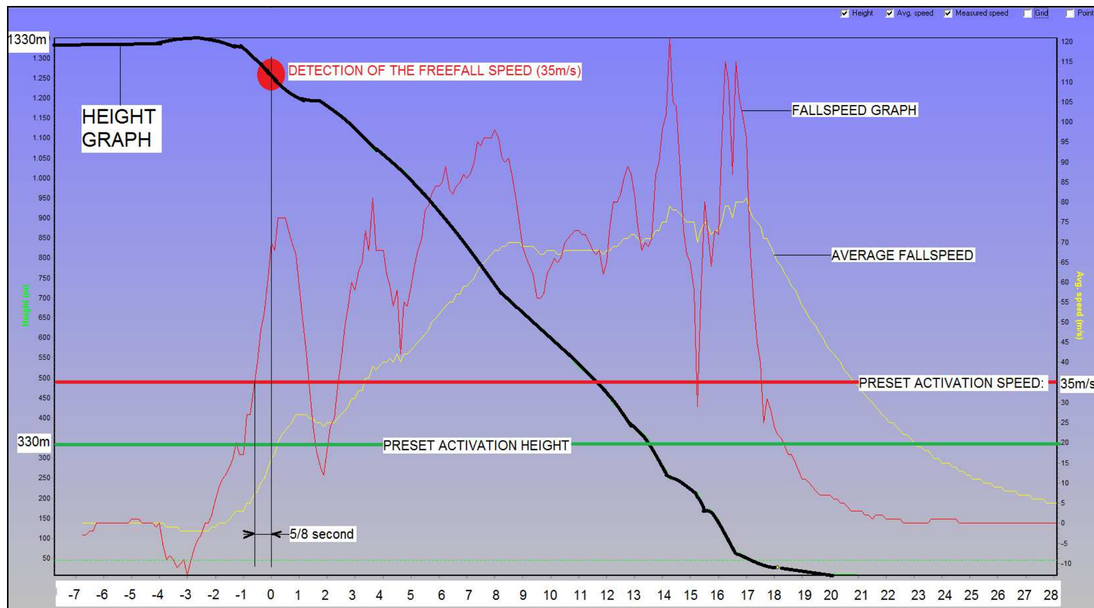


Illustration 24: 27 dernières secondes de l'enregistrement d'un DDA

L'enregistrement du DDA ci-dessus montre les 27 dernières secondes avant l'impact. L'axe des y montre la hauteur au-dessus du niveau du sol de l'aérodrome EBNM, tandis que l'axe des x représente le temps en secondes. L'élévation de l'aérodrome EBNM est de 594 pieds (181 m), ce qui signifie que les premières données d'altitude montrées à gauche sur les graphiques sont d'environ 5000 pieds (±1520m) AMSL.

L'élévation du site du crash est assez similaire à l'élévation de EBNM, ce qui signifie que les dernières secondes de vol horizontal se sont écoulées à 1330 mètres au-dessus du niveau du sol.

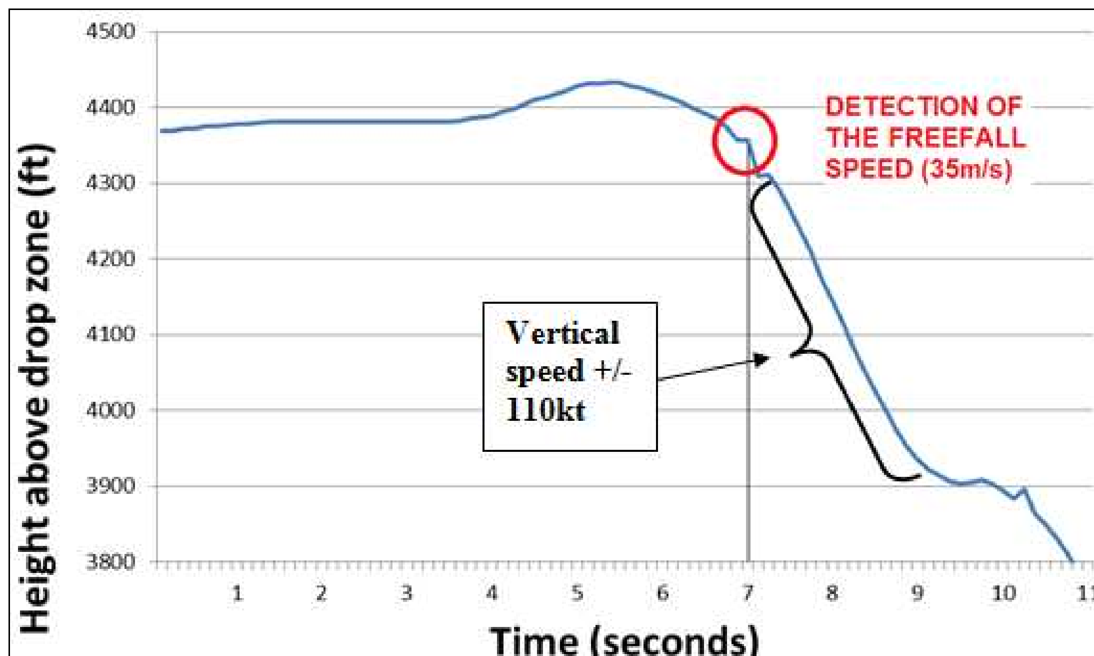


Illustration 25: enregistrement du DDA à partir de 7 secondes avant la détection de la vitesse en chute libre de 35 m/s

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact.

1.12.1 Examen de l'épave sur le site

L'avion s'est écrasé dans un champ labouré situé au nord du village de Gelbressée. L'hélice, le moteur et la partie avant du fuselage ont été les premiers à toucher le sol alors que l'assiette de l'avion était presque verticale. La direction approximative à l'impact était l'ouest.

L'hélice, le moteur et le nez du fuselage étaient pratiquement enterrés dans le sol et avaient disparu sous les autres décombres de l'avion.

Des témoins ont signalé que l'épave a pris feu seulement quelques dizaines de seconde après l'impact, détruisant la majeure partie des sections avant et centrale du fuselage.

Le quart intérieur de l'aile gauche s'est détaché du fuselage à l'impact et gisait sur le sol à environ 12 mètres à gauche du fuselage. La section intérieure du volet était encore attachée à cette partie de l'aile. Le réservoir structural de carburant construit à l'intérieur de cette partie de l'aile était complètement ouvert à sa nervure extérieure.

Les trois quarts extérieurs de l'aile gauche n'ont pas été retrouvés à proximité de l'épave principale.

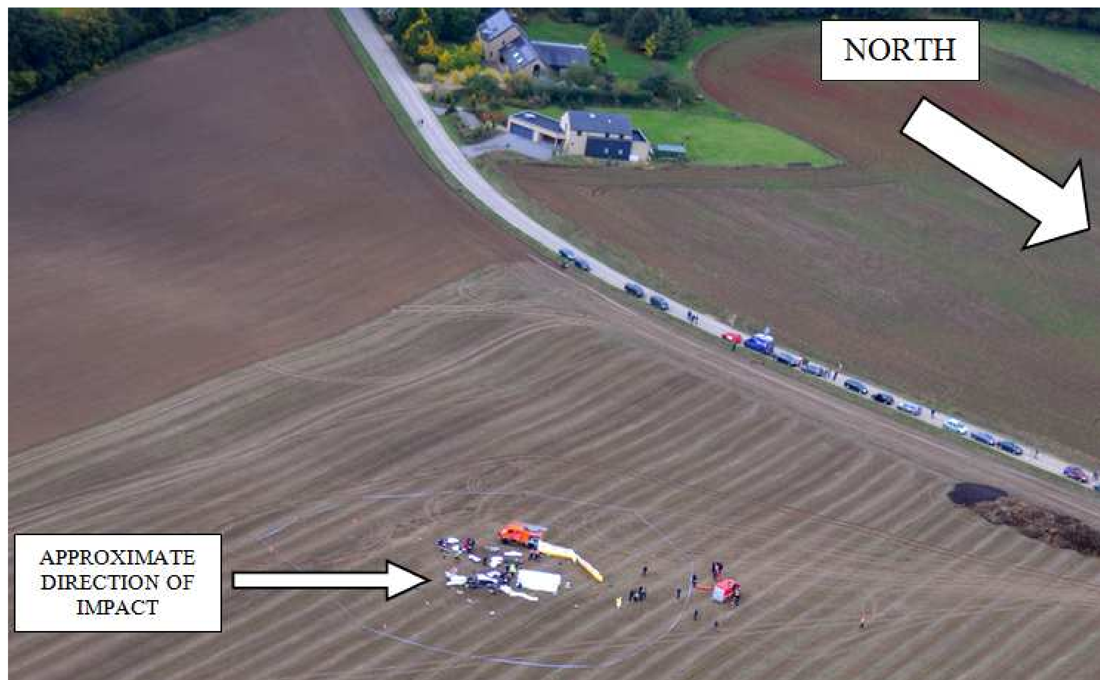


Illustration 26: vue générale du site de l'accident

La structure de l'aile droite était toujours attachée au fuselage et au mât d'aile. L'aile présentait manifestement des dommages d'impact au bord d'attaque, et la partie intérieure était détruite par le feu.
Le stabilisateur horizontal gisait à l'envers sur le sol, l'extrados touchant le sol et le bord d'attaque pointant approximativement en direction de l'avant du fuselage. Le côté droit du stabilisateur était partiellement couvert et caché par la queue du fuselage. La gouverne de profondeur était toujours attachée au stabilisateur.

La queue du fuselage gisait sur son flanc gauche, ce qui signifie que les décombres de la dérive verticale étaient en position horizontale.

Le réservoir structural de carburant de l'aile gauche s'est ouvert au moment de la rupture de l'aile et il a subi des dommages supplémentaires lors de l'impact final, mais il n'a pas brûlé. Le réservoir structural de l'aile droite ainsi que la nourrice située dans le fuselage se sont ouverts au moment de l'impact final et ont été dans une large mesure détruits par l'incendie qui s'est déclaré après l'impact.

La plupart des instruments ont été sérieusement endommagés, empêchant leur exploitation pour les besoins de l'enquête.



Illustration 27: vue aérienne de l'épave

Une campagne de recherche a été menée par la police pour localiser les pièces qui se sont détachées. Les pièces ont été numérotées (W01, W02 ...) à mesure qu'elles étaient retrouvées.

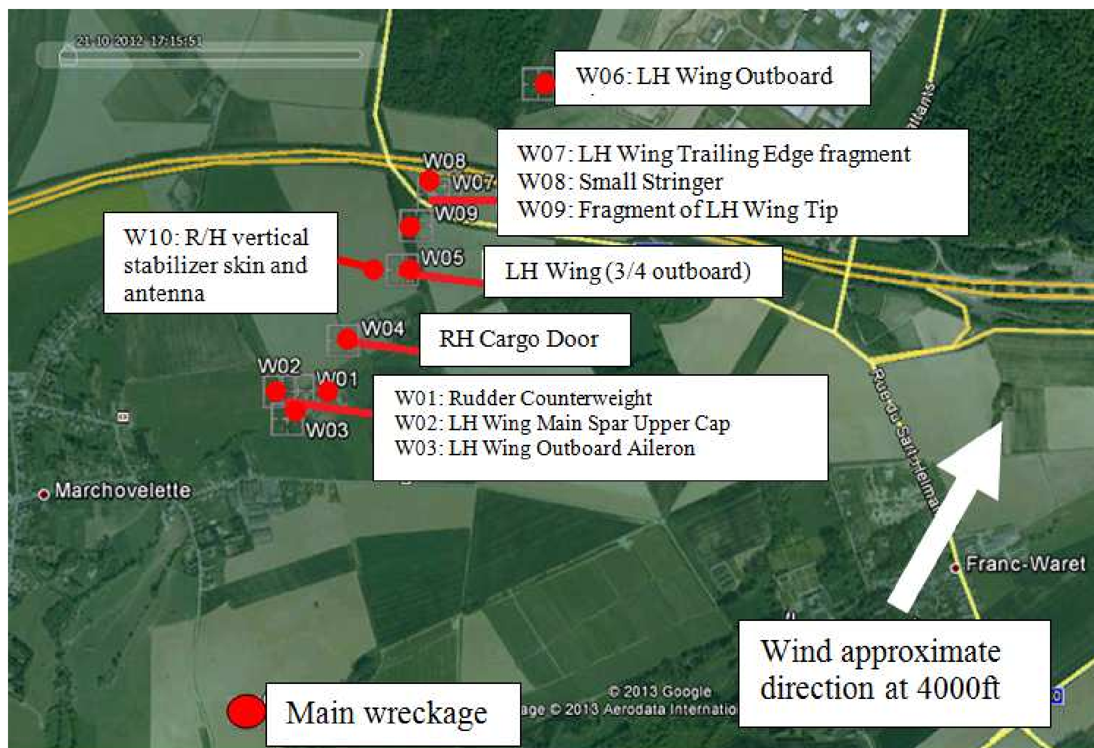


Illustration 28: schéma des pièces qui se sont détachées en vol

Le tableau ci-dessous montre la distance entre l'épave principale et les différences pièces, en commençant par les plus proches et en terminant par les pièces les plus éloignées de l’épave principale.

Référence	Description	Distance (en mètres)
W03	Aileron extérieur de l'aile gauche	900
W02	Semelle supérieure du longeron principal de l'aile gauche	980
W01	Contrepoids de la gouverne de direction	1020
W04	Porte coulissante de droite	1190
W10	Revêtement et antenne de droite du stabilisateur vertical	1420
W05	Aile gauche (3/4 extérieurs)	1460
W09	Fragment du saumon de l'aile gauche	1600
W07	Fragment du bord de fuite de l'aile gauche à la nervure 12	1700
W06	Volet extérieur de l'aile gauche	2100



Illustration 29: aileron extérieur de l'aile gauche



Illustration 30: partie de la semelle supérieure du longeron principal de l'aile gauche


Illustration 31: contrepoids de la gouverne de direction



Illustration 32: porte coulissante de droite



Illustration 33: revêtement et antenne de droite du stabilisateur vertical



Illustration 34: trois quarts extérieurs de l'aile gauche (vue de l'intrados)





Illustration 35: fragment du saumon de l'aile gauche

Illustration 36: lisse



Illustration 37: fragment du bord de fuite de l'aile gauche à la nervure 12



Illustration 38: volet extérieur de l'aile gauche

1.12.2 Examen détaillé de l'épave

L'épave a été transportée vers les services de l'Air Safety Directorate (ASD) de la Défense belge, à EBBE, pour un examen plus approfondi.

Un premier examen détaillé a été réalisé le 24 octobre 2013 avec le concours d'un représentant accrédité du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) et de deux enquêteurs sécurité de Pilatus. Des experts de la Composante Air de la Défense belge et de la DGTA ont également aidé les enquêteurs de l'AAIU(Be) à examiner soigneusement l'épave.

Quelques jours plus tard, le moteur et l'hélice ont fait l'objet d'un examen minutieux avec le concours d'enquêteurs de sécurité de **“**Pratt and Whitney Canada**”** et de **“**Hartzell Propeller Inc.**”.**

Les enquêteurs sécurité de Pilatus, de Pratt et Whitney Canada et de Hartzell Propeller ont fait office de conseillers du représentant accrédité respectivement du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE), du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) et du National Transportation Safety Board (NTSB) des Etats-Unis. Le BEA de France a également délégué un enquêteur sécurité qui avait entre autres participé à l'enquête sur l'accident d'un Pilatus PC6 en France ayant pour origine une rupture structurale.

Fuselage et structure de l’aile droite

La structure avant et centrale du fuselage a été presque totalement détruite suite à l’impact et à l’incendie qui s’en est suivi. Seule la section arrière, du cadre 6 (la cloison arrière de la cabine) à la queue, est restée presque intacte.
L'aile droite s'est fortement écrasée à l'impact sur toute sa longueur. Une partie du revêtement s'est détachée de l'aile et s'est retrouvée 15 mètres devant l'épave principale. Le premier quart intérieur de l'aile comprenant le réservoir structural de carburant avait pratiquement disparu suite à l'incendie qui s'est déclaré après le crash. Les demi-volets et demi-ailerons intérieurs et

extérieurs étaient toujours attachés aux restes de l'aile. Le mât de l’aile droite était légèrement plié et présentait des dommages dus au feu. Toutefois, il était toujours complet et est resté attaché aux restes du fuselage et de l’aile.

Ailerons de l'aile droite:

Les ailerons intérieur et extérieur de l'aile droite ont été récupérés dans leur position normale, au bord de fuite de l'aile. Ils étaient sérieusement endommagés en raison de l'impact final avec le sol.

Volets de l'aile droite:

Les restes des volets intérieur et extérieur ont été retrouvés au bord de fuite de l'aile. Tous les dommages correspondent à l'impact final et à l'incendie qui s'est déclaré après le crash.

Structure de l’aile gauche

L'examen de l'aile reconstituée a permis de déterminer que le longeron principal de l'aile était cassé en plusieurs endroits. Le revêtement et certaines nervures ont été découpés pour avoir accès aux débris du longeron principal.



Illustration 39: reconstitution de l'aile gauche



La reconstitution du longeron principal de l'aile a permis de déterminer que la pièce retrouvée à 980 mètres de l'épave principale était une section de la semelle supérieure du longeron principal de l'aile gauche, placée entre les nervures n° 5 et 8.

Illustration 40: semelle supérieure du longeron principal de l'aile gauche entre les nervures n° 5 et 8.

Cette partie de la semelle supérieure du longeron principal était pliée et tordue. La courbe de la semelle du longeron indique que l'aile a été pliée vers le bas. L'étude de la torsion révèle qu'il y a eu un mouvement du bord d'attaque vers le bas et un mouvement du bord de fuite vers le haut. Cela démontre que l'aile a été soumise à des g négatifs causant une charge mécanique extraordinaire vers le bas pour un avion ayant une assiette normale. En résumé:

- Les semelles supérieures du longeron principal se sont rompues en 3 endroits: à l'attache de l'aile, à la nervure n° 5 de l'aile et à la nervure n° 8.
- Les semelles inférieures du longeron principal se sont également rompues en 3 endroits qui ne correspondent pas aux fractures des semelles supérieures.
- Le revêtement de l'aile a été déchiré différemment par rapport aux fractures des semelles du longeron, à environ la jonction entre le volet intérieur et le volet extérieur.
- La plupart des semelles inférieures et supérieures fracturées du longeron sont restées attachées à leurs parties de revêtement et nervures respectives, à l'exception des semelles supérieures du longeron principal situées entre les nervures 5 et 8 (Illustration 40).

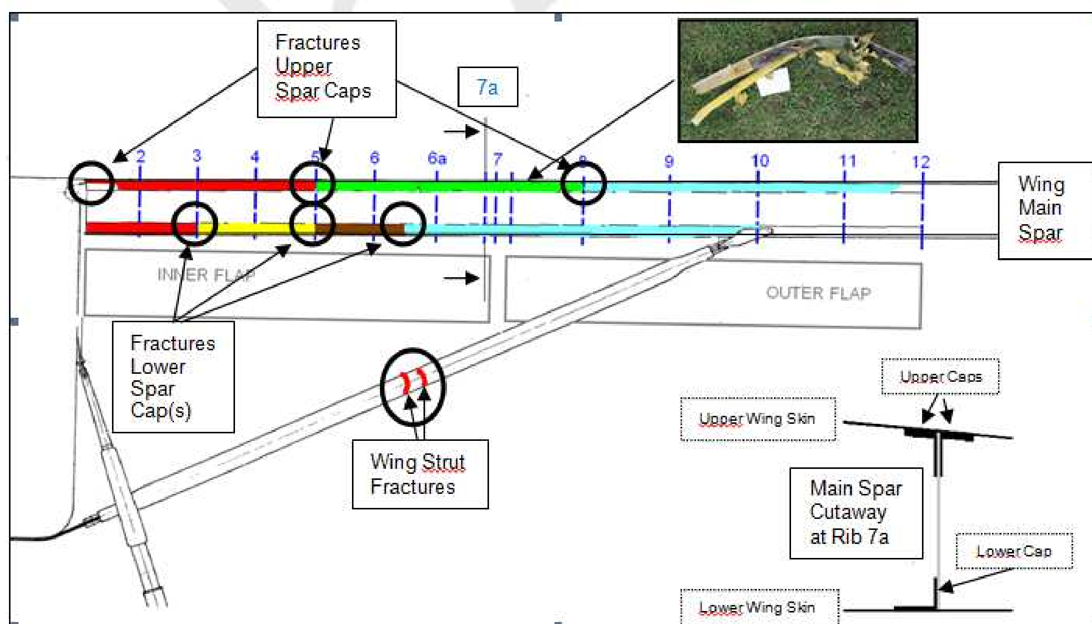


Illustration 41: croquis des fractures du longeron principal de l'aile gauche et des fractures du mât d'aile.

Un examen visuel de toutes les fractures des semelles du longeron principal n'a pas permis de trouver le moindre signe manifeste de crique de fatigue. Toutes les zones de fracture ont été isolées et envoyées pour une analyse fractographique approfondie au laboratoire de l'Ecole Royale Militaire.
L'examen en laboratoire a permis de conclure qu'aucun signe de fatigue métallique, de corrosion, de comportement fragile ou d'une autre pathologie du matériel n'a pu être identifié (les résultats de l'examen du laboratoire sont joints en annexe, à la fin du présent rapport).

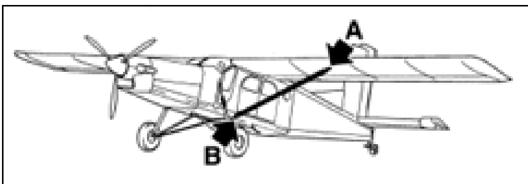
Mât de l'aile gauche


Illustration 42: fractures du mât de l'aile gauche.

Le mât de l'aile gauche était cassé en 3 sections, les dommages se situant environ à la moitié de la longueur du mât. Une section d'1,25 mètre du mât est restée attachée à l'aile, tandis qu'une autre section d'1,50 m est restée attachée au fuselage. Une petite partie centrale a été retrouvée près des débris de l'épave principale.

Un examen visuel approfondi du mât de l'aile a permis de déterminer qu'il a été déformé en Z sous l'effet d'une forte charge en flambage avant de se casser. La petite partie du mât formant un Z présentait des traces de couleur bleue indiquant que le mât a touché l'intrados de l'aile.

Un examen de l'intrados de l'aile à proximité de la fixation mât/aile a permis de déterminer que le mât et les attaches d'aile ne présentaient aucun dommage. Toutefois, il y a eu collision entre l'écrou et l'intrados de l'aile, causée par une déformation élastique de ses attaches.



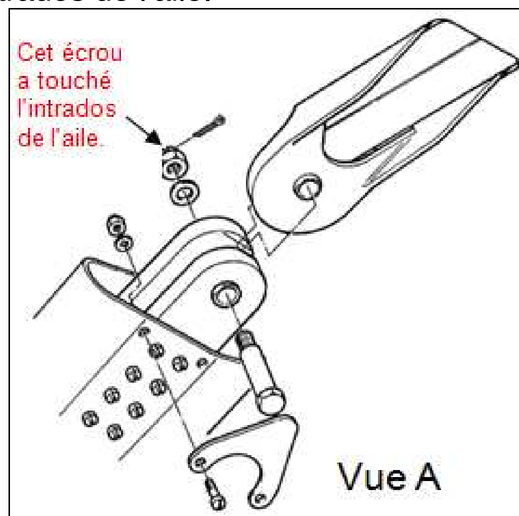


Illustration 43: croquis de la connexion de l'aile au mât de l'aile.

L'examen visuel des fractures du longeron principal de l'aile a permis de constater que le mât ne présentait aucun signe manifeste de crique de fatigue et, afin d'établir les faits, il a été décidé de soumettre tous les fragments intéressants à un examen fractographique avec les pièces de l'aile gauche.

L'examen en laboratoire a permis de conclure qu'aucun signe de fatigue métallique, de corrosion, de comportement fragile ou d'une autre pathologie du matériel n'a pu être identifié (un résumé et les conclusions de l'examen fractographique sont joints en annexe à la fin du présent rapport).

Saumon de l'aile gauche
Le saumon de l'aile a été reconstitué, ce qui a permis de déterminer que son intrados ne présentait aucune rayure longitudinale. Il n'y avait aucune trace d'un contact précédent avec le sol.

Ailerons de l'aile gauche:
L'aileron intérieur de l'aile gauche a été retrouvé toujours attaché à l'aile, et on a constaté que le coin du revêtement au bord de fuite et le volet de compensation étaient tous deux manquants.

L'aileron extérieur, récupéré à 900 mètres de l'épave principale, était intact dans une large mesure; aucun revêtement ne manquait et le contrepoids et le volet de compensation étaient toujours attachés à l'aileron[5]. Des traces de frottement étaient visibles sur le tube de contrepoids, y compris sur l'extrémité peinte en rouge du contrepoids. Ces traces de frottement correspondent aux traces de peinture rouges constatées sur l'arête dorsale du fuselage. Des traces de rivets arrachés étaient visibles aux deux extrémités latérales des nervures. Une ancienne réparation du revêtement a correctement résisté à une déformation structurale de l'aileron. Par ailleurs, on a constaté que l'axe de la déformation structurale de l'aileron correspondait à une déformation similaire du revêtement d'intrados de l'aile.

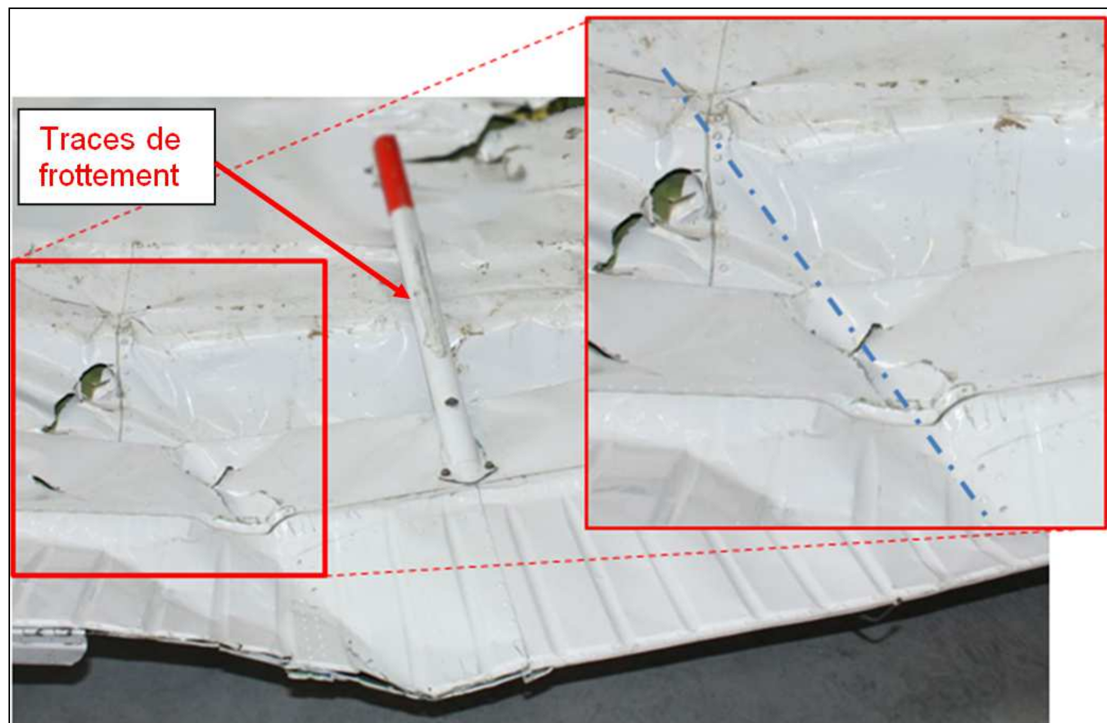


Illustration 44: aileron extérieur de l'aile gauche présentant une déformation commune avec l’intrados de l'aile.

[5] Une ancienne réparation du revêtement a correctement résisté à une déformation structurale de l'aileron.

Volets de l'aile gauche:
Le volet intérieur est resté attaché au quart intérieur de l'aile jusqu'à l'impact final avec le sol. En revanche, le volet extérieur a été retrouvé à 2 km et s'est donc détaché de l'aile en plein vol. Un examen a permis de déterminer que le volet s'est détaché suite à la rupture de l'aile à la jonction entre le volet intérieur et le volet extérieur.

Position des volets hypersustentateurs
La position des deux actionneurs de volet a été mesurée; ils présentaient des longueurs différentes. Cette incohérence apparente s'explique par la force de traction exercée sur la chaîne de commande des volets lorsque l'aile s'est détachée de l'avion.

Commandes de vol:
Les installations des commandes de vol primaires consistaient en un assemblage de câbles de commande, de guignols, poulies et bielles.

La plupart des câbles de commande étaient cassés, et certains présentaient de la corrosion locale consécutive aux dommages dus à l’incendie. Toutes les extrémités de câbles ont été retrouvées toujours attachées à leurs guignols ou autres fixations.

Certains câble ont été coupés par les services de secours afin d’accéder aux victimes ou pour faciliter le transport de l’épave.

Un examen des zones de rupture des câbles a permis de constater des signes apparents de ruptures par surcharge, mais aucune trace d'usure anormale ;

- Des torons particuliers ont été trouvés ‘détoronnés’ ce qui démontre la libération brutale d’énergie cinétique à l’impact (voir Illustration 46).
- Les surfaces de rupture des brins rompus étaient du type ‘cup-and-cone’ avec de la striction.
- Les câbles, largement déformés, montrent également la libération brutale d’énergie cinétique à l’impact (voir Illustration 45 et Illustration 47).

Il en est de même pour tous les éléments rompus, tels que les bielles de connexion des différentes boucles des commandes de vol.



Illustration 45: Reste des câbles de profondeur


Illustration 46: Figure : Extrémités rompues d'un câble de profondeur



Illustration 47: Câbles d'aileron à l'intérieur d'une aile

Le guignol inférieur du système de commande des ailerons situé à l'intérieur du fuselage s'est rompu à proximité de la fixation du câble d'aileron gauche et à la fixation de la bielle reliant les 2 manches entre eux.

Il a été déterminé que ces dégâts étaient dus à de la surcharge, probablement survenue au moment de l'impact final.

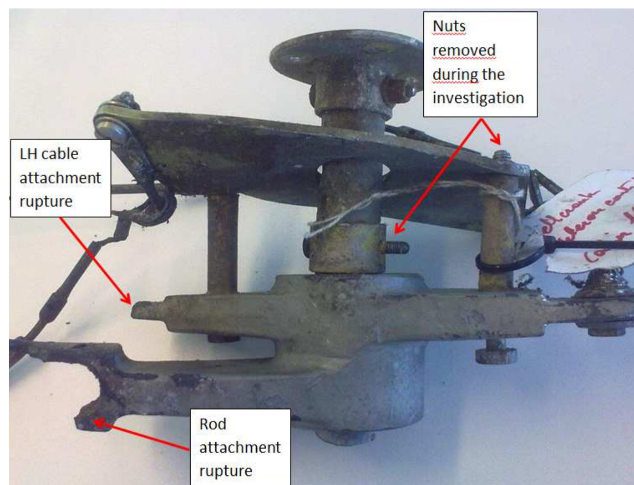


Illustration 48: Guignol d'aileron situé à l'intérieur du fuselage.

Stabilisateur vertical:



Illustration 49: la structure du stabilisateur vertical s'est dans une large mesure désintégrée

La structure du stabilisateur vertical s'est dans une large mesure désintégrée, avec le longeron principal toujours attaché à la partie supérieure arrière du fuselage et certains fragments des revêtements.
Le stabilisateur vertical était équipé d'antennes installées symétriquement sur les 2 flancs, en haut.

L'antenne de droite et une partie importante de la structure de droite ont été retrouvées dans un champ cultivé à 1420 mètres de l'épave principale. Le bord d'attaque métallique de cette antenne faisait défaut.


Illustration 50: bord d'attaque du stabilisateur vertical, où on constate l'absence de la protection métallique du bord d'attaque de l'antenne droite

La partie supérieure gauche de la structure, y compris l'antenne gauche ont été retrouvées sur le site du crash.

Le bord d'attaque manquant de l'antenne a été retrouvé dans le revêtement d'intrados de l'aile gauche.



Illustration 51: vue du bord d'attaque de l'antenne droite, qu'on a retrouvé inséré dans le revêtement d'intrados de l'aile gauche.

Gouverne de direction

La gouverne de direction a été retrouvée sur le site de l'épave principale, quelques mètres derrière la queue du fuselage.

Le haut de la gouverne de direction s'est dans une large mesure désintégré et le contrepoids de la gouverne de direction était manquant. Ce contrepoids a été retrouvé à une distance de 1020 mètres de l'épave principale. Le bord d'attaque de la gouverne de direction était déchiré.



Illustration 52: gouverne de direction dont la partie supérieure s'est dans une large mesure désintégrée.

Stabilisateur horizontal



Illustration 53: stabilisateur horizontal à l'envers



Illustration 54: stabilisateur horizontal en position de vol normale

Le stabilisateur horizontal a été retrouvé gisant à l'envers sur le sol avec son côté gauche partiellement couvert par la partie arrière du fuselage. Les deux bords d'attaque présentaient des dommages dus des impacts. Les dommages au bord d'attaque gauche, souillé par la terre, sont dus à la collision finale avec le sol, tandis que le bord d'attaque de droite, moins endommagé, présentait des signes d'un possible impact par une autre structure de l'aéronef. Hormis les plaques d'articulation détachées et cassées, la partie centrale du stabilisateur a subi moins de dommage, par rapport aux dommages constatés sur les deux bords d'attaque.

L'Illustration 55 montre l'avant de la section centrale du stabilisateur horizontal dans la position de vol normale (extrados vers le haut). L'observation des rivets et des trous des 2 plaques d'articulations a montré qu'ils avaient cédé suite à une surcharge. Les rivets des 2 articulations sont sectionnés.

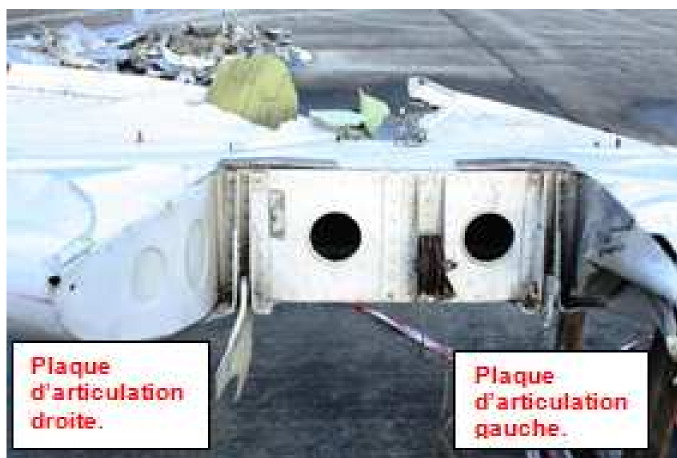


Illustration 55: Section centrale du stabilisateur horizontal.



Illustration 56: plaque d'articulation gauche du stabilisateur horizontal.

En revanche, la plaque d'articulation de gauche était déformée et fracturée.

L'Illustration 56 montre la plaque d'articulation de gauche repositionnée pour refléter la position du stabilisateur au moment de sa rupture (mouvement vers le haut et vers l'arrière du stabilisateur droit).

Gouverne de profondeur

La gouverne de profondeur est restée attachée au stabilisateur jusqu'à l'impact final avec le sol. Tous les dommages correspondent à l'impact final.

Compensateur de profondeur:

Le vérin était sensiblement endommagé, ce qui témoigne de l'impact avec le sol. Le boîtier en aluminium présentait des déformations importantes; elles résultent de toute évidence de la pénétration du vérin dans le sol.
Une partie de l'étrier cassé du stabilisateur a été retrouvée attachée à l'embout à rotule du tube mobile du vérin. L'embout était légèrement plié.



Illustration 57: vérin électrique du stabilisateur horizontal



Illustration 58: extrémité fixe (fixation inférieure) du vérin.

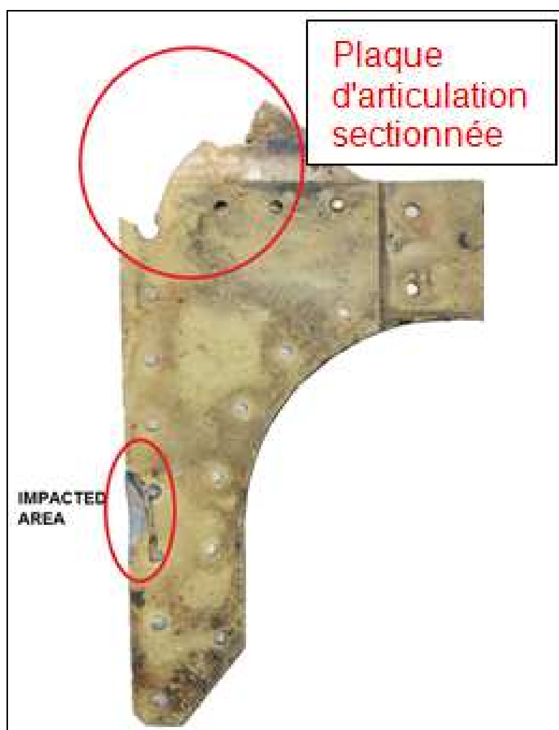
La fixation inférieure du vérin sur l'étrier (appelée ‘extrémité fixe’ dans le catalogue illustré des pièces de rechange d'avion) était détachée du vérin et également détachée de l'étrier du fuselage.
Sur les 4 vis de fixation, 3 ont été récupérées à l'intérieur de la queue du fuselage, sectionnées au niveau de la surface du vérin.



Illustration 59: tube mobile et fixation supérieure du vérin

La position du tube mobile du compensateur de profondeur a été mesurée afin de déterminer la position du stabilisateur au moment de l'impact. Comme on peut le voir sur l'Illustration 59, le tube mobile a été retrouvé totalement rétracté (axe de l'embout à rotule se trouvant à 46 mm du boîtier). Cette position du tube mobile correspond à une position ‘aéronef en plein piqué' du stabilisateur (+2° d'incidence du stabilisateur).

L'ouverture dans le revêtement horizontal supérieur du fuselage situé en dessous du stabilisateur et le revêtement du flanc gauche du fuselage ont été retrouvés déchirés et pliés vers l'extérieur, ce qui a provoqué l'élargissement sensible de l'ouverture. Cette large ouverture correspond à l'éjection du vérin hors de l'épave au moment de l'impact final.



llustration 60: plaque d'articulation gauche du stabilisateur horizontal

La plaque d'articulation gauche du stabilisateur a été retrouvée enterrée dans le sol à proximité de l'épave principale. Toutefois, une petite partie manquante de la plaque est restée attachée au stabilisateur.

Le bord vertical de la plaque présentait des traces d'impact correspondant à la déchirure en "<" du flanc du fuselage.



Illustration 61: flanc gauche du fuselage arrière déchiré et plié vers l'extérieur

Le vérin de compensation du stabilisateur horizontal a fait l'objet d'un examen approfondi et a été testé. Les résultats sont joints en annexe à la fin du présent rapport.

Moteur:

Etat extérieur: la partie inférieure du moteur et la zone du boîtier d'engrenages de commande d'accessoires présentaient des dommages dus à l'impact et étaient partiellement recouverts de suie et de boue. Le moteur a subi de sérieux dommages par compression avec une torsion caractéristique du générateur de gaz et des carters de sortie d'échappement. La déformation a entraîné le déplacement de la partie avant du moteur (réducteur) vers la position 3 heures par rapport à sa position initiale, avec l'arbre porte-hélice pointant vers le bas.

Le moteur a été partiellement démonté afin d'examiner le compresseur, le boîtier de commande d'accessoires, la chambre de combustion, la turbine, le système de lubrification, le palier moteur, le circuit de carburant, les conduites pneumatiques, l'arbre moteur, les accessoires du moteur et le réducteur d'hélice.

Aucune anomalie antérieure à l'impact n'a été constatée et la torsion du générateur de gaz et des carters de sortie d'échappement indique que le moteur produisait de la puissance au moment de l'impact.



Illustration 62: vue du moteur et de l'hélice prêts à être inspectés, après nettoyage.

Hélice:
Les quatre pales de l'hélice sont restées attachées au moyeu. L'hélice a subi des dommages relativement modérés à l'impact. Les pales étaient légèrement pliées et il y avait quelques griffes dans le sens de la rotation, dues à l'impact avec un champ boueux. Le cylindre/piston était détaché du moyeu en raison des dommages résultant de l'impact. Un angle de pas avant impact d'environ 38° a été calculé à partir de marques témoins.
Un tel angle se situe dans la plage de fonctionnement normale d'un petit angle de pas et indique que le moteur était en marche. Aucune anomalie indiquant un fonctionnement anormal n'a été relevée. Tous les dommages pouvaient s'expliquer par l'impact.

Porte coulissante de droite
La porte coulissante présentait des dommages limités aux galets de roulement supérieurs, guidant le mouvement d'ouverture latérale de la porte dans un rail de guidage. Les fixations des galets de roulement ont été retrouvées partiellement arrachées, surtout celles de l'avant.

Portes à charnières de gauche
Les portes à charnières de gauche n'étaient pas utilisées et sont restées fermées. Elles ont été retrouvées dans l'épave du fuselage.

Système de retenue des parachutistes

Un examen de l'épave a permis de déterminer que l'avion était équipé d'un système de retenue pour chaque parachutiste installé sur le banc longitudinal et sur le plancher. La plupart des systèmes de retenue individuels ont été récupérés et présentaient des dommages variables aux sangles, dus à l'incendie.

Hormis la décoloration causée par le feu, la plupart des éléments métalliques du système de retenue ne présentaient aucun dommage ou n'étaient que légèrement pliés suite à l'impact.



Illustration 63: restes de quelques systèmes de retenue

L'examen des harnais des parachutistes n'a pas permis de constater des dommages liés à une éventuelle force excessive exercée sur la connexion entre le système de retenue et le harnais.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

L'autopsie de l'ensemble des occupants a révélé que les forces d'impact ne leur ont laissé aucune chance de survie. L'autopsie du pilote a permis de déterminer que ses mains présentaient des blessures graves pouvant s'expliquer par le fait qu'il serrait la poignée du manche au moment de l'impact. Elle a également permis de confirmer l'absence d'alcool ou de trace de médicament ou de tout autre produit susceptible de diminuer la capacité du pilote à voler. L'autopsie n'a pas permis de déterminer la présence ou l'absence d'un problème de santé avant l'impact.

Le pilote, âgé de 35 ans, était titulaire d'un certificat médical valide de classe 1, nécessaire pour officier comme pilote commandant de bord en transport aérien commercial. Il n'y a aucune indication dans le dossier médical du pilote montrant qu'il aurait pu connaître un problème médical éventuel.

Dire que le pilote détenait un certificat médical valide de classe 1 signifie qu'il remplissait les exigences des normes de médecine aéronautique. Ce système vise à maintenir le risque annuel d'incapacité médicale à un niveau acceptable.

L'examen médical périodique des pilotes professionnels poursuit principalement deux objectifs. Il vise tout d'abord à contrôler la capacité physique du titulaire de licence à agir dans toutes les situations routinières et d'urgence et ensuite à évaluer le risque d'incapacité soudaine, comme une

tendance à des attaques cardiaques, à l'épilepsie ou la présence de conditions métaboliques comme le diabète, etc.

La norme liée au certificat médical de classe 1 est très élevée et signifie, pour les pilotes engagés dans des activités de transport public, qu'ils doivent présenter, via un examen médical, un risque d'incapacité médicale inférieur à 1% en 1 an (= 8760 heures), ce qui correspond à environ 1 incapacité en 10^6 heures. Cette règle du 1% définit le contenu, la profondeur et la périodicité de l'examen médical des pilotes professionnels. Cette norme médicale est d'application en Belgique et le système a prouvé son efficacité quant à la réalisation de l'objectif.

Pour illustrer l'efficacité du système, la base de données belge des incidents en aviation commerciale a été examinée (19870 rapports - période 2007-2014). Cette base de données contient 45 rapports portant sur un problème de santé de l'équipage. L'origine du problème était liée à la nourriture (21 cas), à la fatigue (10 cas), à une odeur d'huile (3 cas) et à d'autres facteurs (10 cas). La plupart des cas décrivent un équipage de conduite tombant malade ou ayant une capacité réduite. Un seul rapport indique que la personne concernée a perdu connaissance, mais cela s'est produit quelque temps après l'apparition des premiers symptômes.

Dans la base de données des accidents, on relève deux événements récents (au cours de la période 2007-2014) où l'incapacité a effectivement été un facteur causal, mais les deux événements concernaient des pilotes privés âgés ayant un problème de santé connu (pilotes d'ULM ayant un certificat médical de classe 3, ne relevant pas de la règle du 1%).

1.14 Incendie

L'épave a pris feu peu de temps après l'arrivée des premiers témoins sur le site du crash. L'incendie s'est concentré sur la partie centrale du fuselage et sur le premier quart des restes de l'aile droite. Les réservoirs à carburant (aile droite et nourrice) se sont ouverts à l'impact, et du carburant s'est répandu en direction de la partie moteur. Le carburant a pris feu au contact du moteur chaud et/ou des étincelles causées par des courts-circuits.

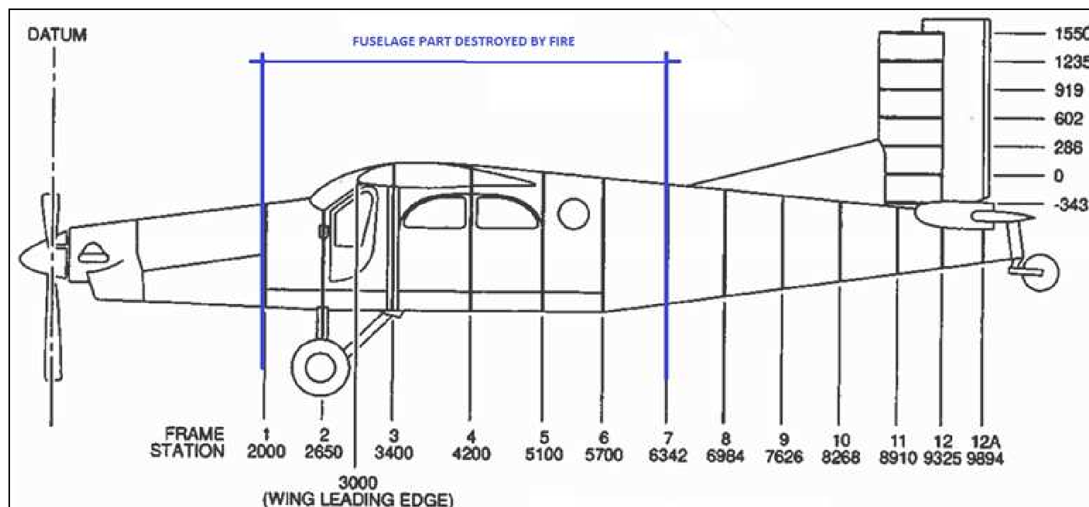


Illustration 64: partie du fuselage détruite par le feu.

1.15 Questions de survie

La violence de l'impact final n'a donné aucune chance de survie aux occupants de l'avion.

Comme les parachutes n'ont pas eu suffisamment de temps pour s'ouvrir complètement, les parachutistes sortant de l'avion immédiatement avant le crash n'ont, eux aussi, eu aucune chance de survie.

Ceintures de sécurité:
L'avion était équipé de 2 sièges avant munis de ceintures de sécurité, la première pour le pilote (ceinture ventrale et d'épaule) et la seconde pour le parachutiste installé sur le siège inversé du copilote (ceinture ventrale uniquement). Un petit siège situé à l'arrière de la cabine, du côté droit, était également équipé d'une ceinture de sécurité (ceinture ventrale uniquement).

Pour les autres parachutistes, assis sur un banc et sur le plancher, un système de retenue - une simple sangle avec un mousqueton - permettait (de manière imparfaite) de sécuriser leur position pendant le décollage et, s'ils étaient toujours à bord, pendant l'atterrissage. Ce système de retenue est devenu obligatoire suite à l'accident survenu en 2002 avec le même club de parachutisme et le même type d'avion. Le manque de sièges et de système de retenue pour les passagers avait en effet été identifié comme la cause des blessures des passagers dans le rapport d'enquête concernant cet accident.

Suite à l'accident survenu en 2002, la recommandation de sécurité suivante a été formulée:

> *La réglementation belge n'est pas claire sur l'obligation du port de la ceinture pour l'emport de parachutistes. La législation devrait être adaptée en ce sens, toutefois afin d'éviter un effet contre-productif, un système adapté à ce genre d'utilisation (paras) devrait être mis au point.*
>
> *Translation:*
> *The Belgian regulation does not clearly require the use of belts for the transport of parachutists. The regulation needs to be modified to incorporate such a requirement. However, a specific system (paras) needs to be developed in order to prevent any counter-productive effect.*

La DGTA a accepté la recommandation, et a imposé l'installation d'un système de retenue pour chaque avion utilisé pour des activités de parachutisme. Toutefois, la réglementation n'a pas été modifiée en ce sens.
L'avion, dès son retour en Belgique en 2003 après la réparation réalisée par le fabricant, a été équipé d'un système de retenue fabriqué localement.
Un prototype du système de retenue, tel qu'on peut le voir sur l'Illustration 65, a été testé de manière satisfaisante dans le laboratoire de la DGTA avec une charge statique de 1000 kg (rupture à 1150 kg).



Illustration 65: prototype du système de retenue

L'utilisation du système de retenue a été rendue obligatoire via un avis placé dans la cabine et dans le manuel de vol (voir illustration 5).
Cette exigence de la DGTA, élaborée en 2002, est assez similaire à la norme décrite dans le nouveau Règlement UE 965/2012 (pas encore en vigueur à la date de l'accident).

> *SPO.IDE.A.160 Sièges, ceintures de sécurité et dispositifs de retenue*
> *Les avions sont équipés:*
> - *d'un siège ou d'un poste pour chaque membre d'équipage ou spécialiste affecté à une tâche particulière à bord;*
> - *d'une ceinture de sécurité sur chaque siège et des dispositifs de retenue pour chaque poste;*

Dans le cadre du Règlement UE 965/2012, un parachutiste est considéré comme un spécialiste[6], quelle que soit sa fonction à l'intérieur de

[6] Un "spécialiste affecté à une tâche particulière" est une personne désignée par l'exploitant ou par un tiers, ou agissant en qualité d'entreprise, qui exécute des tâches au sol directement

l'organisation (instructeur, parachutiste confirmé, débutant, parachutiste en duo, …)

> *SPO.SPEC.PAR.110 Sièges*
> *Sans préjudice des points SPO.IDE.A.160 a) et SPO.IDE.H.160 a) 1), le plancher peut servir de siège pour autant que le spécialiste affecté à une tâche particulière dispose de moyens de retenue et d'attache.*

Malgré l'exigence de la DGTA, des entretiens tenus avec des personnes clés du club de parachutisme indiquent que le système de retenue était rarement utilisé.

En vol, les parachutistes qui avaient choisi de s'attacher retiraient le système de retenue lorsque l'avion atteignait une altitude suffisante à environ 1500 pieds AGL. Les parachutistes attachés ôtaient leur système de retenue, car il aurait pu les empêcher de sauter de l'avion en cas d'urgence.

Un autre point d'attention est que le système de retenue doit être rangé convenablement de sorte que les parachutistes ne trébuchent pas dessus lorsqu'ils sortent de l'avion ou par distraction en essayant de sortir de l'avion alors qu'ils sont toujours attachés aux sangles de plancher.

A titre d'information, la FAA a réalisé en 1998 une étude intitulée "Evaluation of Improved Restraints Systems for Sport Parachutists" (DOT/FAA/AM-98/11). Une autre publication "Flying for skydive Operations – P-8740-62" donne un résumé de la réglementation de la FAA ainsi que d'autres informations relatives aux activités de parachutisme en chute libre aux Etats-Unis.

1.16 Essais et recherches.

1.16.1 Le vérin de compensation du stabilisateur horizontal

Le vérin de compensation du stabilisateur horizontal a été totalement démonté, examiné et testé. Un rapport complet sur le système de compensation du stabilisateur horizontal est joint en annexe au présent rapport.

1.16.2 Performance de l'aéronef

Le manuel de vol ne donne aucune information sur le taux de roulis de l'avion, et il n'y a aucune obligation de le mentionner. Toutefois, comme cette information est intéressante, Pilatus a réalisé un vol d'essai pour les besoins de l'enquête, avec les résultats suivants:

---

liées à une tâche spécialisée ou qui exécute des tâches spécialisées à bord ou depuis l'aéronef.

- 6 manœuvres distinctes ont été réalisées: 3 de gauche à droite et 3 de droite à gauche
- Chaque double manœuvre a été réalisée dans 3 configurations distinctes, avec un angle d'inclinaison latérale de 30°, 45° et 60°.
- L'avion était en configuration lisse, avec des réservoirs en dessous des ailes vides, les réservoirs principaux à 3/4 pleins, avec 2 pilotes, une vitesse de 105 nœuds et des paramètres du moteur de croisière max. (1030 pieds - livres).

Dans les conditions de vol précitées, les résultats suivants ont été enregistrés par l'équipage:
- basculement d'un roulis de 30° à gauche à un roulis de 30° à droite en 2-3 secondes.
- basculement d'un roulis de 45° à gauche à un roulis de 45° à droite en 2,5-3,5 secondes.
- basculement d'un roulis de 60° à gauche à un roulis de 60° à droite en 3,5-4,5 secondes.

Il convient de remarquer que l'aéronef était équipé de réservoirs d'intrados, réduisant ainsi quelque peu le taux de roulis.

Pour un basculement de roulis total de 120° (de 60° à gauche à 60° à droite), l'aéronef a par conséquent besoin d'environ 4 secondes.

1.16.3 Tonneau barriqué dans le simulateur de vol Marchetti 260

Le jour de l'accident, en début d'après-midi, deux témoins, le premier se trouvant dans le village proche de l'aérodrome et le second présent à l'aérodrome même, ont signalé avoir entendu un changement de bruit du moteur/de l'hélice. Ils ont alors regardé le Pilatus et ont vu l'avion réaliser une manœuvre à la fin du vol avant de se diriger vers l'aérodrome pour atterrir. L'association des déclarations des deux témoins au sol ainsi que de celles des 2 passagers de l'avion a conduit les enquêteurs à conclure que l'avion avait réalisé un tonneau barriqué lorsqu'il volait au sud-ouest de EBNM à la fin de la descente, au moment d'approcher de l'aérodrome.

Un enquêteur de l'AAIU(Be) a eu l'occasion de simuler quelques tonneaux barriqués au cours d'une session dans un dispositif d'entraînement de vol appartenant à la Défense belge. Ce dispositif d'entraînement de vol est un simulateur de vol basé sur SIA Marchetti. Il présente un cockpit totalement simulé dans un environnement spatial 3D, sans plateforme mobile. Cette session a été réalisée avec l'aide d'un instructeur de vol. Le seul but était de se familiariser avec la manière de réaliser un tonneau barriqué et d'évaluer les erreurs courantes commises en effectuant ce type de manœuvre. La manoeuvre spécifique à bord d'un Pilatus PC-6 n'a pas pu être simulée avec précision lors de cette session dès lors qu'un dispositif d'entraînement de vol n'existe pas à l'heure actuelle pour le Pilatus PC-6.

Tout d'abord, la vitesse a été portée à 110 nœuds en réalisant un piqué afin d'accumuler suffisamment d'énergie. Lorsque l'avion s'est stabilisé, un point de référence à l'horizon a été choisi, situé à gauche, à un angle de 45° par rapport à la trajectoire de vol. L'exercice a été entamé en cabrant et déplaçant le manche vers la gauche pour avoir un taux de roulis suffisant tout en essayant de garder le point de référence en vue. En raison de l'assiette cabrée en position inversée, une perte importante d'altitude et une augmentation de la vitesse air se sont parfois produites, ce qui a fait disparaître le point de référence en dessous du nez de l'aéronef. L'absence de réaction appropriée ayant tendance à entraîner un plein piqué de l'avion, cela a pu être corrigé en relâchant la pression arrière sur le manche et/ou en appliquant une légère pression appropriée vers l'avant sur le manche. Toutefois, une erreur typique d'un débutant serait de réagir de manière excessive en exerçant sur le manche une pression vers l'avant trop importante après avoir perdu de vue le point de référence.

Au cours de l'exercice sur le simulateur de vol, lorsqu'une pression brutale vers l'avant a été exercée sur le manche pour 'corriger' la situation et retrouver le point de référence, on pouvait lire un facteur de charge de -3 g sur l'accéléromètre. La poursuite du tonneau a permis à l'aéronef de retrouver des charges positives.

1.17 Renseignements en matière d’organisation et de gestion

Les activités de parachutisme nécessitent plusieurs autorisations, inscriptions et approbations distinctes de la DGTA en ce qui concerne les spécificités de l'avion, l'exploitation de l'avion, les conditions requises pour exploiter un site permanent pour activités de parachutisme et la qualification des pilotes.
En ce qui concerne le parachutisme lui-même, les clubs de parachutisme sont membres d'une fédération qui regroupe, réglemente, contrôle et supervise les différents clubs.

1.17.1 Exploitation de l'avion

L'exploitation d'un avion pour les besoins d'activités de parachutisme est considérée comme un travail aérien, ce qui nécessite une autorisation spécifique de l'autorité (voir Arrêté royal réglementant la navigation aérienne du 15 mars 1954, article 50).

L'arrêté royal n'expose pas les conditions de délivrance d'une autorisation pour exercer des activités de travail aérien. L'arrêté royal (article 50(2)) dispose qu'un arrêté ministériel devrait spécifier les conditions de délivrance, de suspension et de retrait de l'autorisation. Toutefois, aucun arrêté sur ce sujet spécifique n'a été trouvé.

Une autorisation de travail aérien a été accordée le 16 novembre 2011 par la DGTA (Service Opérations) à l'exploitant Namur Air Promotion pour une période de 2 ans. Une copie du document d'autorisation est jointe à la fin du présent rapport.

Entre autres, l'article 2 de cette autorisation de travail aérien n° 564 stipule que l'autorisation est soumise aux conditions suivantes:

Translation:	Original text:
a) The activities will be performed on behalf and under the authority, the direction and the survey of the operator.	a) Les activités seront effectuées pour le compte et sous l'autorité, la direction et la surveillance de l'exploitant.
b) The operator shall comply with, and shall ensure that the staff in charge, observe the laws, regulations and conventions governing national and international air navigation, without the staff's personal liability being discharged.	b) L'exploitant est tenu de respecter et de faire respecter par ses préposés, sans que leur responsabilité personnelle ne soit dégagée pour autant, les lois, règlements et conventions régissant la navigation aérienne nationale et internationale.
c) …	c) …

Illustration 66: extrait de l'autorisation de travail aérien.

Malgré l'article 2 a) et b) ci-dessus, des entretiens avec des personnes clés du club de parachutisme et de l'aérodrome et avec l'exploitant lui-même montrent que l'autorité, les actions et les initiatives prises par l'exploitant pour organiser l'exploitation de son avion étaient très limitées. En outre, sa présence sur le terrain pour contrôler/surveiller l'exploitation de l'avion était également très limitée.

Les principales tâches accomplies par l'exploitant étaient l'évaluation et l'acceptation des nouveaux candidats-pilotes, généralement sur la base d'exigences d'assurance (licences, expérience, etc.) et l'acceptation des frais d'entretien du CAMO/organisme de maintenance.

En revanche, la planification des sauts en parachute et le tableau de service de vol des pilotes étaient tenus par le club de parachutisme. Le président du Paraclub Namur a indiqué que tous les pilotes devaient s'intégrer dans une page du tableau de service de vol réservée à cet effet. Ensuite, avant le week-end, le président s'assurait qu'un pilote soit disponible et, dans la négative, contactait des pilotes pour trouver une solution.

Le pilote le plus expérimenté du club était implicitement considéré comme le pilote en chef du club de parachutisme. Toutefois, il n'avait aucun pouvoir de décision ni aucune responsabilité officielle.

Lorsque plusieurs violations se sont produites à proximité de l'aérodrome ou sur celui-ci, le commandant de l'aérodrome a contacté systématiquement le pilote concerné et le président du Paraclub Namur pour qu'ils se justifient. Parfois, le pilote en chef était également impliqué.

1.17.2 Autorisation d'exploitation pour un site permanent d'activités de parachutisme

La Circulaire GDF-05 de la DGTA, intitulée "Descentes en parachute" – "Valschermspringen", traite des conditions de réalisation des sauts en parachute. En particulier,

- Le chapitre 5 traite des caractéristiques des zones de largage et d'atterrissage des parachutistes.
- Le chapitre 7 porte sur les exigences relatives aux aéronefs et aux pilotes. Les exigences de licence applicables aux pilotes et les exigences techniques applicables aux aéronefs y sont précisées.
- Le chapitre 9 traite des procédures de vol, c'est-à-dire principalement de la coopération avec le contrôle de la circulation aérienne, pour veiller à ce que les sauts en parachute dans un espace aérien occupé par différents utilisateurs soient réalisés en toute sécurité.

Une autorisation pour activités de parachutisme a été accordée par la DGTA (Service Aéroports) au Paraclub Namur en mai 1999. Cette autorisation a été modifiée le 31 août 2011 par un courrier portant référence LA/A-POR/BDC/dc/2011-1892 avec validité pour une durée de 3 ans.

Extrait de la lettre d'autorisation accordée au Paraclub Namur:

3 CONDITION D'EXPLOITATION

3.1 Le club doit veiller au respect stricte des conditions de la circulaire CIR/GDF-05, édition 3 du 29/04/2004 (voir annexe 1) ou toute édition ultérieure et notamment les prescriptions concernant:
3.2 les dimensions nécessaires du site et le balisage suffisant des parties de terrain sur lesquelles les parachutes atterriront (pt 5);
3.3 les conditions pour qu'un parachutiste puisse sauter et les qualifications des parachutistes (pt 6);
3.4 l'aéronef et le personnel de conduite (pt 7);
3.5 les conditions météorologiques minimales (pt 8);
3.6 les procédures de vol (pt 9).
3.7 Personne ne peut exécuter un saut en parachute ou l'autoriser, s'il apparaît que cette activité représenterait un danger pour des aéronefs en vol, pour les parachutistes en descente ou pour les personnes et les biens à la surface.
3.8 L'aéronef doit être équipé d'un transpondeur mode C (SSR).
3.9 La Direction générale Transport aérien doit être informée chaque fois qu'une autorisation ou une licence, nécessaire pour l'obtention de la présente autorisation, est arrivée à échéance ou est remplacée ou lorsque une modification a eu lieu qui peut avoir une influence sur la validité de la présente autorisation.

Traduction partielle de section 3 “Conditions d'exploitation”

3.1 The club should ensure strict compliance with the conditions of Circular GDF-05 edition 3 dated 29/04/2004 (see Annex 1) or any subsequent edition, including the prescriptions regarding:
3.2 The necessary dimensions of the site …
3.3 The conditions for a parachutist …
3.4 The aircraft and the designated pilots (section 7).
3.5 The meteorological conditions …
3.6 The flight procedures (section 9)
3.7 Nobody is allowed to perform or to authorise a parachutist’s jump, if this activity would represent a danger for the aircraft in flight, for the jumping parachutists or for people and property on the ground.
3.8 The aeroplane must be equipped with a transponder …
3.9 The Belgian Civil Aviation Authority shall be informed each time that an authorization or a licence, necessary to obtain the present authorization, becomes due, or is replaced, or when a modification was performed that could affect the validity of the present authorization.

Illustration 67: extrait de l'autorisation donnée au club de parachutisme

La lettre d'autorisation ci-dessus met l'accent sur la responsabilité du Paraclub Namur en ce qui concerne les différentes exigences de la Circulaire GDF-05.

Toutefois, les sections 7 et 9 de la Circulaire traitent des aéronefs, du pilote désigné et des procédures de vol, qui sont également des points relevant de la responsabilité de l'exploitant, comme prescrit dans l'autorisation de travail aérien.

Les pilotes autorisés à réaliser des vols de parachutage pour le club de parachutisme étaient identifiés dans la lettre d'autorisation de la DGTA. Toutefois, le pilote impliqué dans l'accident ne figure pas sur cette liste.

1.17.3 Qualifications spéciales pour le pilote réalisant des vols de parachutage

La Circulaire FCL-27 de la DGTA, intitulée **“**Qualifications spéciales**”** – **“**Bijzondere bevoegdverklaringen**”**, porte sur les conditions à remplir par un pilote pour obtenir et renouveler une qualification spéciale pour vols de parachutage. Cette qualification est uniquement valable en Belgique et est attestée par une inscription dans le livret du pilote.

Le pilote impliqué dans l'accident a réalisé un test de compétence pour vols de parachutage avec un examinateur le 21 septembre 2013. Ce test, valable 2 ans, a été réalisé avec l'avion impliqué dans l'accident et a fait l'objet d'une inscription dans le journal de bord du pilote.

1.17.4 Exigences de la compagnie d'assurances

Le risque lié à l'activité de parachutisme semble avoir été évalué par des compagnies d'assurances qui, outre les exigences réglementaires (voir Circulaire FCL-27), ont défini une série d'exigences spécifiques plus strictes pour les pilotes exerçant cette activité.

Namur Air Promotion a indiqué que la compagnie d'assurances exigeait:

- que le pilote détienne une licence de pilote commercial (CPL(A))
- une expérience totale minimum de 750 HV, dont 350 HV comme pilote commandant de bord
- une expérience minimum de 100 HV sur avion à turbine.
- une expérience minimum de largage de parachutistes de 10 HV.

1.17.5 Organisation du Paraclub Namur

Des entretiens avec différentes personnes clés du club de parachutisme ont révélé que la sécurité de l'activité de parachutisme elle-même était prise en compte de manière appropriée au sein du club de parachutisme. L'organisation semblait être structurée de manière appropriée et travaillait sous l'autorité et dans le cadre de sécurité de la fédération régionale des parachutistes (Fédération Wallonne des Clubs de Parachutisme).

Toutefois, les vols de parachutage étaient l'occasion pour les passagers de se faire plaisir, et ceux-ci incitaient parfois le pilote à voler de manière à ressentir des sensations de vol spéciales. Cela arrivait généralement avec des membres du club et moins avec des parachutistes occasionnels. Telles sont les circonstances dans lesquelles des vols paraboliques et peut-être d'autres acrobaties aériennes ont été réalisés.

Le personnel du club de parachutisme avait pleinement confiance dans les pilotes et n'a donc pas évalué les risques de telles manœuvres. En outre, le personnel et les membres du club de parachutisme ne semblaient pas comprendre qu'inciter le pilote à réaliser des manœuvres spéciales n'était pas raisonnable sur le plan de la sécurité.

Selon des témoignages, l’avion a volé à plus d’une reprise à une vitesse proche de la Vne pendant le piqué après le largage des parachutistes. Cela a été prouvé durant l’enquête en utilisant des calculs basés sur des enregistrements radar.

1.18 Renseignements supplémentaires.

1.18.1 Sur la gestion d'un emballement du compensateur du stabilisateur horizontal

L'instructeur qui a formé le pilote durant sa conversion de type pour Pilatus PC-6 B2/H4 a été interrogé afin de collecter des informations sur la capacité du pilote à gérer un emballement du compensateur de profondeur. L'instructeur s'est rappelé que le pilote était très prompt pour réagir adéquatement lors de la réalisation d'exercices d'emballement du compensateur. L'instructeur s'est souvenu que le pilote était un homme ayant une grande force physique, capable de piloter d'une seule main l'avion en palier avec le compensateur de profondeur réglé dans les deux positions extrêmes.

En outre, un enquêteur de l'AAIU(Be) a pris le manche à balai d'un avion similaire durant un vol d'initiation réalisé avec un instructeur et a pu vérifier que l'avion restait contrôlable dans un vol en palier réalisé à 105 nœuds avec le stabilisateur horizontal réglé en position de plein piqué.

Comme le pilote impliqué dans l'accident était un pilote de ligne volant régulièrement sur des avions BAe146, il était intéressant de se pencher sur la procédure à appliquer en cas d'emballement du compensateur de profondeur sur ce type d'avion. Le but poursuivi était d'évaluer la possibilité de confusion entre la procédure à suivre pour le Pilatus PC-6 et celle à respecter pour le BAe146. Une comparaison des deux procédures a permis de conclure que les actions à appliquer étaient assez similaires. Il en résulte qu'une confusion entre les deux procédures, en cas d'urgence, était très improbable.

1.18.2 Sur les accidents d'avions de parachutisme au cours de la période 1987-2014

Des recherches ont été réalisées dans les bases de données de plusieurs autorités d'enquête sur la sécurité afin d'y trouver les cas d'accidents impliquant des vols de largage de parachutistes. Pour la période 1987-2014, les recherches ont permis de trouver 46 accidents, y compris 6 en Belgique, et impliquant différents avions.

Les données collectées ont permis de dégager 5 phases distinctes de vol:

- Le décollage.
- L'ascension initiale, suivant le décollage, jusqu'à atteindre une altitude sûre pour sauter en parachute.
- Le vol de transit, qui est une ascension jusqu'à l'altitude de largage.
- Le largage, pour lequel l'avion ralentit afin de permettre le largage des parachutistes.

- La descente, parfois avec des parachutistes et/ou des passagers à bord, jusqu'à l'atterrissage.

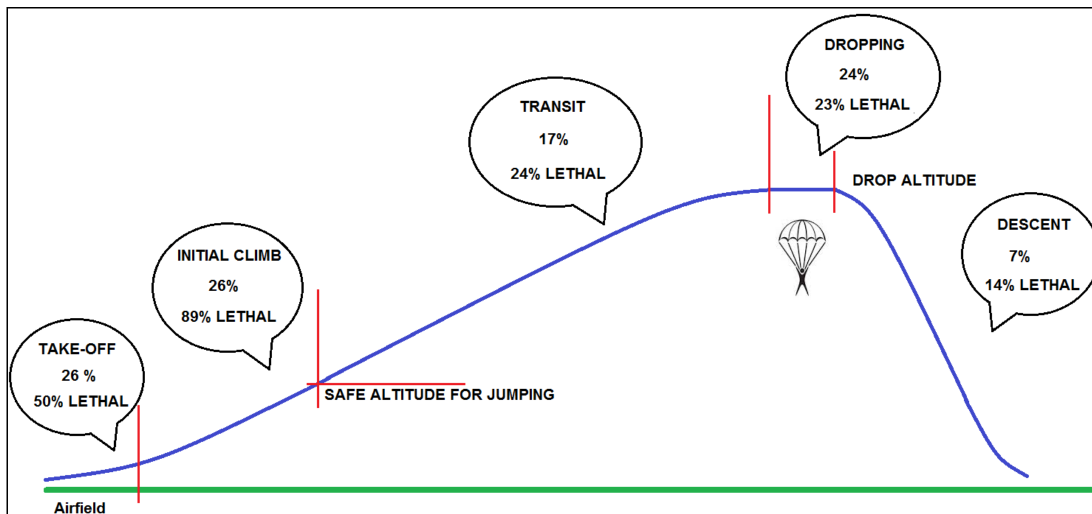


Illustration 68: proportion d'accidents selon la phase de vol.

Les phases de vol les plus critiques sont le décollage et l'ascension initiale. Les causes identifiées de ces types d'accident sont notamment:

- Une panne de moteur, dans 41% des cas.
- Une préparation de vol inappropriée (45%), y compris
  - o Masse et/ou centrage inappropriés (30%)
  - o Réglage de compensation inapproprié (12%)
  - o Préparation du moteur inappropriée: panne d'alimentation carburant, givrage du carburateur

La phase de largage vient immédiatement après ces deux phases de vol :

- Lorsque l'avion atteint l'altitude de largage, l'avion doit ralentir à une vitesse proche de la vitesse de décrochage afin de permettre aux parachutistes de sauter. Dans 45% des cas, l'avion a décroché et est tombé en vrille, ce qui complique (sans que ce soit impossible) les tentatives des parachutistes de sortir de l'avion.
- La seconde cause d'accident dans cette phase de vol est le contact involontaire des parachutistes (ou de leurs parachutes) avec la queue de l'avion.

Les accidents survenus pendant le vol de transit - comme en l'espèce - sont dus:

- à une panne de moteur (62%), suite à laquelle tous les parachutistes ont sauté en parachute.
- à des collisions en vol (38%), dont un cas en Belgique. Ils représentent tous les accidents mortels dans cette phase de vol.

Les accidents survenus durant la phase de descente sont le plus souvent dus à des collisions en vol et, dans un cas particulier, à l'ouverture automatique du parachute de secours alors que les parachutistes étaient restés à bord durant la descente.

1.18.3 Accidents avec un Pilatus PC-6 présentant certaines similitudes avec l'accident de Gelbressée

L'AAIU(Be) a estimé qu'il était intéressant d'identifier quelques autres accidents survenus avec le Pilatus PC-6 qui présentent certaines similitudes avec l'accident de Gelbressée, à savoir une défaillance structurale d'une aile et/ou un problème avec le compensateur du stabilisateur horizontal.

Date	Lieu	Type	Evénement	Cause
1/11/1997	Laon France	B2-H2	Perte de contrôle et rupture des deux ailes.	Perte du contrôle en tangage causée par une position inappropriée du compensateur de profondeur
13/03/2000	Moorsele Belgique	B2-H4	Perte de contrôle immédiatement après le décollage	Réglage plein cabré incorrect du vérin de compensation du stabilisateur horizontal
9/06/2002	EBNM Belgique	B2-H4	Perte de contrôle immédiatement après le décollage	Réglage plein cabré incorrect du vérin de compensation du stabilisateur horizontal
15/05/2004	Agen France	B2-H2	Rupture de la fixation du vérin de compensation du stabilisateur horizontal	Fissure non détectée lors des inspections périodiques.
30/05/2008	Lillo Espagne	B2-H4	Rupture en vol de l'aile gauche et du stabilisateur horizontal	Charge dépassant la charge théorique suite à l'entrée dans une zone d'orages violents.

- Accident à Laon (France) le 1er novembre 1997:
  Modèle d'avion B2-H2 équipé d'un vérin de compensation mécanique du stabilisateur horizontal alors que l'avion impliqué dans l'accident de

Gelbressée, de modèle B2-H4, est équipé d'un vérin de compensation électrique.

- Accident à Moorsele (Belgique) le 13 mars 2000:
  Les circonstances de l'accident sont similaires à celles de l'accident survenu à Temploux le 9 juin 2002.
- Accident à Temploux (Belgique) le 9 juin 2002:
  Modèle d'avion B2-H4 équipé d'un vérin de compensation électrique du stabilisateur horizontal. Il a été déterminé que la cause probable de l'accident était un réglage inapproprié, plein cabré, du vérin de compensation du stabilisateur horizontal pour le décollage.
  NB: tous les PC-6 B2-H4 ont été modifiés ultérieurement pour être équipés d'un système émettant un signal visuel et sonore lorsque le réglage de compensation est incorrect avant le décollage. En outre, une procédure opérationnelle requérant un contrôle avant le décollage a été mise en place.
- Incident à Agen (France) le 15 mai 2004:
  Modèle d'avion B2-H2 équipé d'un vérin de compensation mécanique du stabilisateur horizontal alors que l'avion accidenté, de modèle B2-H4, était équipé d'un vérin de compensation électrique. Il convient de remarquer que l'avion a atterri sans encombre avec un vérin de compensation du stabilisateur horizontal détaché.
- Accident à Lillo (Espagne) le 30 mai 2008:
  Modèle d'avion B2-H4 similaire à cet avion, qui a été l'objet d'une rupture en vol de l'aile gauche. L'enquête relative à cet accident a conclu à une défaillance de la structure de l'aile due à une surcharge aérodynamique causée par le pilotage dans des conditions météorologiques défavorables (orage violent).

1.19 Techniques d'investigation utiles ou efficaces.

Pas d'application.

2 ANALYSE.

2.1 Informations obtenues des témoins

Durant la dernière phase du vol, l'attention des témoins a été attirée par un changement de bruit de l'avion en vol. Un tel changement, qui se situe d'après eux au niveau du moteur ou de l'hélice, peut provenir de variations dans la puissance du moteur ou dans le pas de l'hélice ou de changements de direction ou d'assiette de l'avion, ou d'une combinaison de ces éléments.

L'avion volait à 1330 m au-dessus du niveau du sol (AGL). Cette hauteur, combinée à la distance horizontale à laquelle se trouvaient les témoins et à la vitesse du son, explique que l'attention des témoins a été attirée quelques secondes après le début de l'événement. Aucun témoin n'a donc vu ou été en mesure de décrire en détail la totalité de l'événement qui a conduit à la rupture de l'aile.

Toutefois, sur l'ensemble des témoignages recueillis, deux contenaient des informations essentielles pour l'enquête:

- Un témoin se trouvant à une distance horizontale d'environ 600 m de l'avion a décrit un changement de bruit accompagné de quelques mouvements importants de roulis des ailes vers le haut et vers le bas avant que l'avion ne disparaisse de sa vue.
- Un autre témoin se trouvant à environ 2,4 km de l'avion a entendu un changement de bruit, puis a regardé l'avion et l'a vu descendre en piqué avant d'amorcer une remontée. Il a alors vu une aile se rompre en pleine ascension.

Des entretiens avec des personnes clés du club de parachutisme, des pilotes et l'autorité de l'aérodrome ont permis de déterminer que le pilote avait été rappelé à l'ordre à plusieurs reprises par l'autorité de l'aérodrome. Le pilote s'était vu infliger des sanctions en raison de son comportement indiscipliné à proximité immédiate de l'aérodrome, généralement à la fin du dernier vol de la journée.

En outre, il était de notoriété publique que certains pilotes assurant les vols de parachutage réalisaient de temps à autre quelques acrobaties aériennes comme des vols paraboliques avec ou sans passagers à bord et volaient en piqué à une vitesse proche de la vitesse V_{NE}[7]. Toutefois, personne ne semblait se rendre compte de la gravité du problème lié à un tel comportement.

[7] Cela été démontré pendant l'enquête en utilisant des calculs réalisés sur la base d'enregistrements radar.

2.2 Examen de l'épave

Comme expliqué dans la section 1.12 "Renseignements sur l'épave et sur l'impact", un examen minutieux de l'épave n'a révélé aucune faiblesse au niveau de la structure ou des commandes de vol antérieure à l'accident.

Toutefois, le vérin de compensation du stabilisateur horizontal a été retrouvé en position de plein piqué. Un examen minutieux du système électrique du vérin n'a pas révélé le moindre dysfonctionnement technique pouvant expliquer cette position de plein piqué. L'enquête a permis de démontrer que les connexions électriques du vérin de compensation sont restées fonctionnelles jusqu'à l'impact final avec le sol. Par ailleurs, l'enregistrement radio a montré que le pilote a activé l'interrupteur radio quatre fois pendant une durée totale de 10 secondes durant la chute de l'avion sans effectivement communiquer avec le contrôle du trafic aérien. Il est probable que le pilote a également activé involontairement l'interrupteur du compensateur de profondeur alors qu'il agrippait le manche à balais en tentant de reprendre le contrôle de l'avion pendant la chute. Cette hypothèse est étayée par le fait que l'interrupteur de compensation du stabilisateur et l'interrupteur radio se trouvent sur la même poignée de manche. En outre, le temps (environ 9 secondes) nécessaire pour déplacer le vérin d'une position de vol moyenne à une position de plein piqué est compatible à la fois avec la durée de la chute, à savoir environ 18 secondes, et les 10 secondes où l'interrupteur radio a été activé.
Cette hypothèse est étayée par les éléments suivants:

- Il est établi que le pilote a suivi un entraînement adéquat pour faire face à un emballement du compensateur électrique.
- La conception de l'avion et la procédure du manuel de vol pour interrompre et corriger un emballement du compensateur étaient appropriées.
- L'instructeur qui a formé le pilote a indiqué que le pilote appliquait très rapidement la procédure prévue pour interrompre et corriger un emballement du compensateur simulé lors de la formation de conversion sur PC-6.
- L'instructeur qui a formé le pilote a également indiqué que le pilote était physiquement capable de maintenir l'avion en palier d'une seule main au cours des exercices d'emballement du compensateur.
- Il a été démontré lors des vols d'essai de certification que le Pilatus PC-6 B2H4 reste contrôlable en palier lorsque le compensateur de profondeur se trouve en position de plein piqué. Les données du fabricant montrent que la force de traction à appliquer sur le manche serait d'environ 150 N pour maintenir l'avion en palier avec un centrage à 31 % de la CAM et une masse totale de 2800 kg.

- Un vol d'essai réalisé avec un enquêteur de l'AAIU(Be) à bord a permis de vérifier que la force de traction à appliquer sur le manche est acceptable pour une personne en condition physique normale.
- Lorsque l'accident s'est produit, la force de traction à appliquer aurait été inférieure à 150 N (15 kgf), sachant que le centre de gravité de l'avion était proche voire même légèrement au-delà de la limite arrière de l'enveloppe de centrage.

L'examen de l'épave a permis de déterminer que la défaillance de l'aile gauche est due aux charges négatives extraordinairement élevées auxquelles la structure de l'avion a été soumise.

L'étude du diagramme V-n (Illustration 12) montre que le Pilatus peut dépasser le facteur de charge négatif ultime de 2,14 g à partir d'une vitesse de 115 nœuds et plus. Par conséquent, la structure est susceptible de ne pas pouvoir résister à une pression brusque vers l'avant sur le manche à cette vitesse ou à une vitesse plus élevée si elle est soumise à des charges négatives. Sachant qu'il a été calculé que la vitesse avant la rupture de l'aile était d'au moins 110 nœuds, l’avion, en bon état et ne présentant aucune anomalie, est susceptible de subir une défaillance structurale catastrophique suite à une pression vers l'avant violente et inadéquate sur le manche. Cette situation n'est pas propre au Pilatus et est assez similaire pour l'ensemble des avions certifiés en catégorie normale.

L'examen de la structure de l'avion, combiné aux témoignages, a permis de conclure que la rupture de l'aile pour cause de surcharge est due à une violente pression vers l'avant sur le manche lorsque l'avion était en vol inversé.

2.3 Communications

Les communications du vol précédent ont été comparées à celles du dernier vol.

Durant le vol 14, Charleroi APP a demandé au Pilatus volant à environ 3000 pieds de contacter Brussels ACC pour obtenir l'autorisation de grimper au-dessus de FL50. Le Pilatus a appelé Brussels ACC peu de temps après (24 secondes plus tard). Le pilote a contacté Brussels ACC bien à l'avance compte tenu du temps nécessaire pour grimper de 1900 pieds plus haut, pour atteindre FL50 (4900 pieds).

En revanche, lors du dernier vol, Charleroi APP a seulement demandé au Pilatus, qui volait déjà à 4400 pieds, de contacter ‘Brussels Control’ pour grimper au-dessus de FL50 (4900 pieds). Le pilote est bel et bien passé sur la fréquence de Brussels ACC (128.2), mais ne l'a pas contacté. Au lieu de cela, l'avion a continué à grimper à FL50 (4900 pieds), puis a volé en palier

avant de perdre le contrôle, sans jamais appeler Brussels ACC. Quarante-six secondes se sont écoulées entre la dernière instruction de Charleroi APP et la perte de contrôle.

En cas de problème, les pilotes doivent agir en respectant l'ordre de priorité suivant: voler - naviguer - communiquer. Cela signifie que la communication a la priorité la plus faible lorsqu'on se débat avec les deux premières tâches. Toutefois, le pilote a correctement répété les instructions de Charleroi APP et a également repris la navigation vers l'aérodrome de Namur/Suarlée, comme il lui avait été demandé de le faire, en virant vers l'ouest tout en grimpant à une vitesse ascensionnelle normale. Cela indique que le pilote avait toujours l'avion sous contrôle lorsqu'il a grimpé à FL50 (4900 pieds).
Une analyse des conversations enregistrées montre également que la fréquence de ‘Brussels Control’ n'était pas en surcharge de communications durant la dernière phase du vol du Pilatus.
Les deux éléments susmentionnés permettent de conclure qu'il n'y avait aucune difficulté pour le pilote à communiquer avec ‘Brussels Control’.

Le fait que le pilote n'ait pas communiqué avec Brussels ACC pourrait être interprété comme une manière d'être libéré à la fois du contrôle de Charleroi APP (qui n'est plus concentré sur la navigation de l'avion) et de Brussels ACC, pas encore chargé de la navigation de l'avion.

2.4 La séquence des différentes défaillances structurales

Les traces d'impact laissées sur l'intrados de l'aile par le boulon de fixation de l'aile au mât et la couleur bleue retrouvée sur le petit fragment du mât donnent à penser que le mât s'est rompu en premier après une déformation par flambage en direction de l'aile, suite à quoi la structure du longeron principal de l'aile s'est rompue. La défaillance du mât de l'aile est intervenue lorsqu'il a été soumis à des forces de compression excessives ainsi qu'à un moment de flexion causé par le frottement à la connexion mât/longeron de l'aile.

Il a été déterminé que les dommages au volet extérieur de l'aile gauche, limités aux deux nervures d'extrémité et avec des rivets arrachés, correspondent aux deux articulations qui se sont détachées lors de la rupture de l'aile, qui s'est produite précisément à la jonction entre le volet intérieur et le volet extérieur.

L'aileron extérieur équipé d'un contrepoids, et donc nettement plus lourd que l'aileron intérieur, a été retrouvé au sol dans la même zone que le contrepoids de la gouverne de direction et une partie des semelles supérieures du longeron de l'aile gauche. Toutes ces pièces sont des éléments de haute densité ayant moins de capacité de flotter dans l'air. Cela permet de conclure que ces pièces se sont détachées à peu près au même

moment. Elles ont donc été retrouvées plus ou moins en dessous de la zone où la défaillance structurale est intervenue.

La reconstitution de l'aile a révélé une certaine correspondance entre les dommages d'impact : les dommages d’impact à l'intrados de l'aileron extérieur correspondent à ceux observés à l'intrados de l'aile, ce qui indique que l'aileron était toujours attaché à l'aile lorsqu'il a été touché.

En outre, des traces de frottement étaient visibles sur la peinture du tube de contrepoids de l'aileron, y compris sur l'extrémité peinte en rouge du contrepoids pour laquelle des traces rouges correspondantes ont été observées sur l'arête dorsale du fuselage. Cela prouve que les 3/4 extérieurs de l'aile gauche se sont détachés en premier. L'intrados de l'aile et l'intrados de l'aileron extérieur sont ensuite entrés en collision avec l'arête dorsale, ce qui a provoqué la séparation de l'aileron extérieur.

Presque simultanément, le bord d'attaque de l'aile est entré en collision avec le stabilisateur vertical et le stabilisateur horizontal de droite. Cette collision a entraîné la rupture des trois supports du stabilisateur horizontal, à savoir les deux plaques d'articulation à l'avant et la connexion du vérin à l'étrier (la fixation arrière du stabilisateur).

Les faibles dommages constatés à la partie centrale de fixation du stabilisateur horizontal, conjugués au fait que le stabilisateur gisait à l'envers sous la queue du fuselage et au fait que le revêtement de la queue du fuselage était déchiré par les câbles de la gouverne de profondeur, indique que le stabilisateur est seulement resté attaché au fuselage par les câbles de la gouverne de profondeur jusqu'à l'impact avec le sol. On peut en conclure que l’assemblage stabilisateur/gouverne de profondeur a flotté pendant la chute, sans doute positionné à côté du flanc gauche du fuselage arrière. Cela a probablement causé des chocs violents au manche durant la chute.

L'examen de la porte coulissante de droite a permis de conclure qu'elle est sortie de son rail suite à la déformation du cadre du fuselage lorsque les structures aile/mât ont cédé. La déformation du fuselage a été plus importante dans la zone des attaches d'aile et du mât, ce qui explique pourquoi les attaches des galets de roulement avant de la porte coulissante (positionnées juste à l’arrière de l’aile) ont subi des dommages plus importants que les attaches arrière.

Toutes les commandes de vol ont été vérifiées et les débris se sont avérés être complets. Aucune anomalie avant impact n'a été constatée. La continuité des commandes depuis le cockpit jusqu'à l'ensemble des gouvernes a été vérifiée, ce qui a permis de démontrer que tous les câbles rompus présentaient des caractéristiques typiques d'une rupture pour cause de surcharge.

Un examen approfondi des dommages occasionnés aussi bien au vérin de compensation du stabilisateur horizontal qu'à la structure de la queue du fuselage a permis de conclure que le vérin de compensation est resté attaché à l'intérieur de la queue du fuselage jusqu'à l'impact final, ce qui indique que le vérin est resté électriquement connecté à l'avion jusqu'à son éjection à l'impact final.

2.5 Reconstitution de la dernière partie du vol

Le vol a été reconstitué à partir des données radar et des enregistrements des DDA. Le radar enregistre la position de l'avion toutes les 4 secondes et le transpondeur de l'avion lui transmet les informations relatives à l'altitude. Les DDA enregistrent quant à eux la pression ambiante huit fois par seconde.

En combinant les informations provenant du radar, des communications radio et des DDA, l'enquête a pu déterminer que:

- Le pilote a reçu l'autorisation de se rendre à la zone de largage et qu'il lui a été demandé de passer à la fréquence radio de ‘Brussels Control’.
- Le pilote est passé à la fréquence radio de ‘Brussels Control’ (heure exacte inconnue).
- L'avion a interrompu son virage et a poursuivi sa route en vol rectiligne à FL51 (5000 pieds) pendant 12 à 16 secondes (point A sur l'Illustration 70).
- L'avion a subitement grimpé à grand angle pendant une seconde et demie puis a directement amorcé une descente (point B sur l'Illustration 70).
- Les enregistrements montrent un piqué marqué et, au point C de l'Illustration 70, le transpondeur de l'avion n'est pas en mesure d'envoyer des informations au radar, ce qui indique que l'avion était en position inversée (l'antenne du transpondeur doit rester dans le champ de vision du radar pour la transmission).
- Les données des DDA montrent que les lectures des différents DDA divergent à partir de ce moment. C'est là un élément pertinent dès lors que les lectures étaient assez proches les unes des autres avant ce moment. La cause de la divergence est probablement le détachement de la porte coulissante en vol. La pression ambiante est en effet devenue différente pour chaque parachutiste en raison des turbulences affectant la cabine et de la position des parachutistes dans l'avion.
- L'examen de la porte coulissante établit que son détachement résulte d'une perturbation dans la structure de l'avion. Celle-ci est intervenue lorsque l'avion a perdu son aile gauche.
- L'avion est en outre apparu comme faisant demi-tour sur le radar (point C de l'Illustration 70).

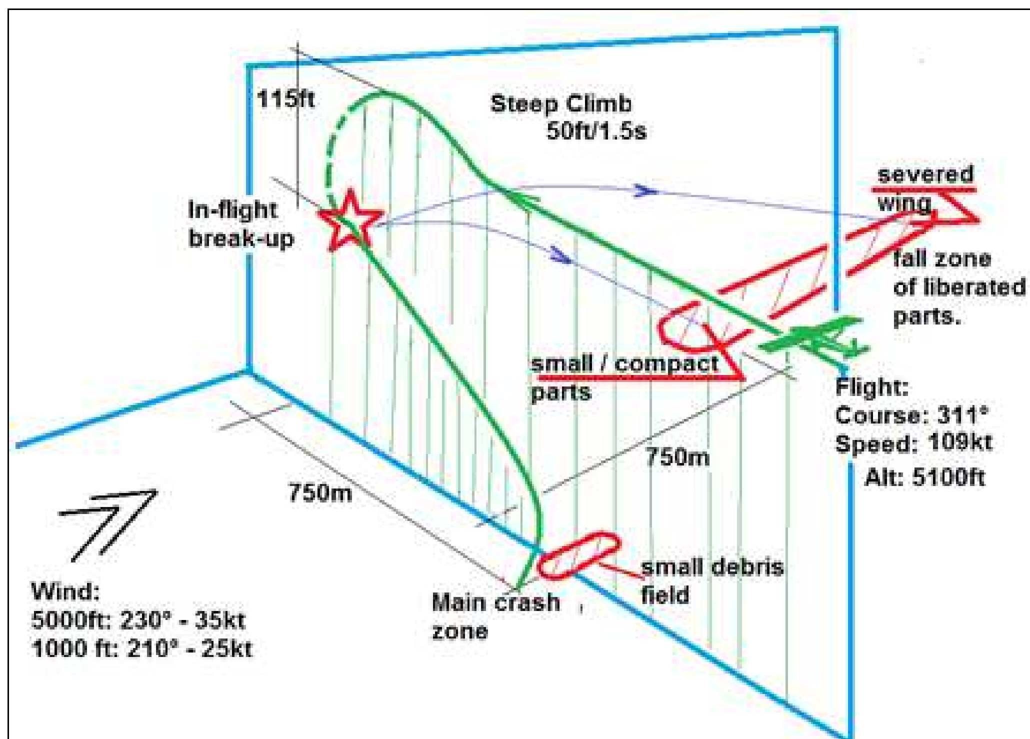


Illustration 69: données radar et des DDA

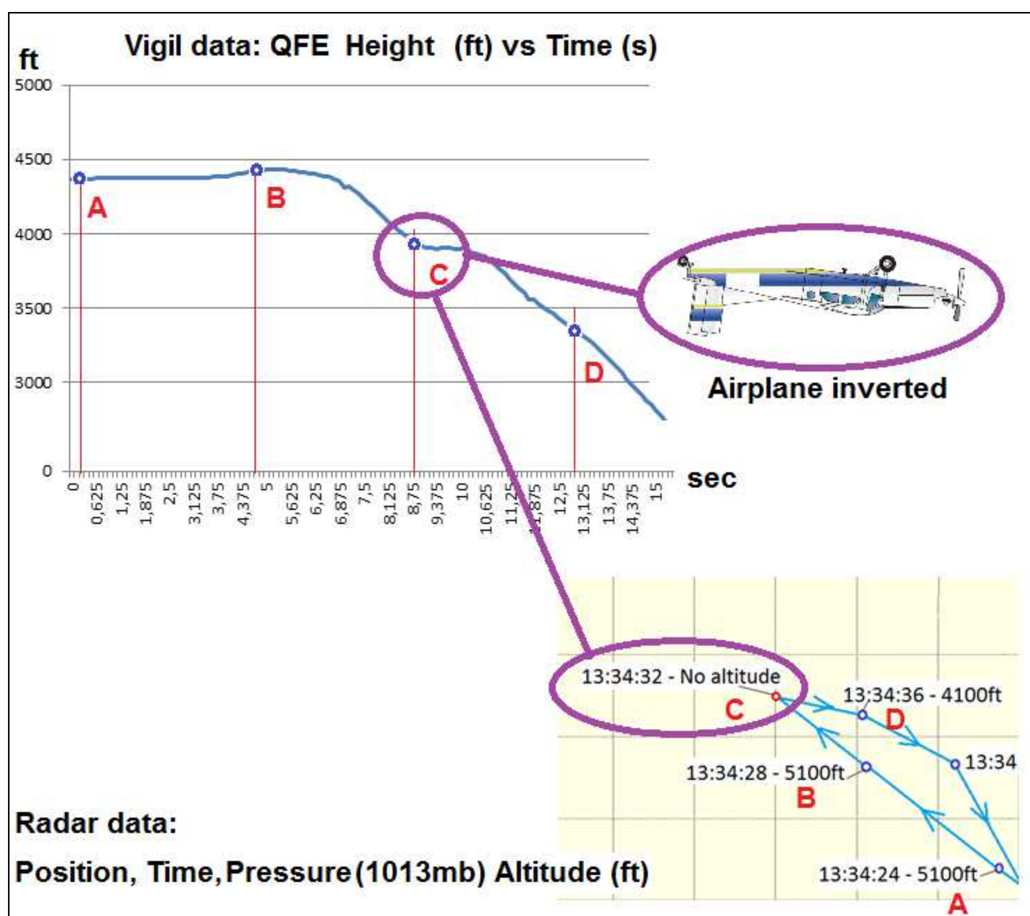


Illustration 70: correspondance entre les données des DDA VIGIL et les données radar.

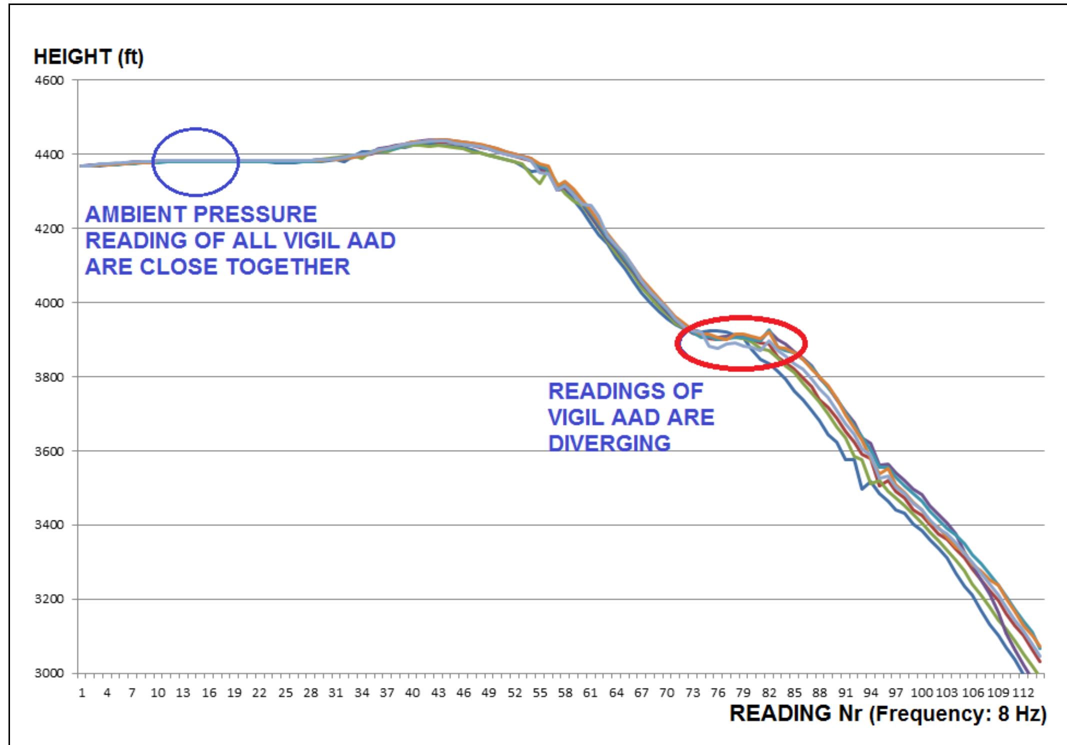


Illustration 71 : graphique montrant les phases où les différents DDA VIGIL mesurent des pressions ambiantes similaires et divergentes.

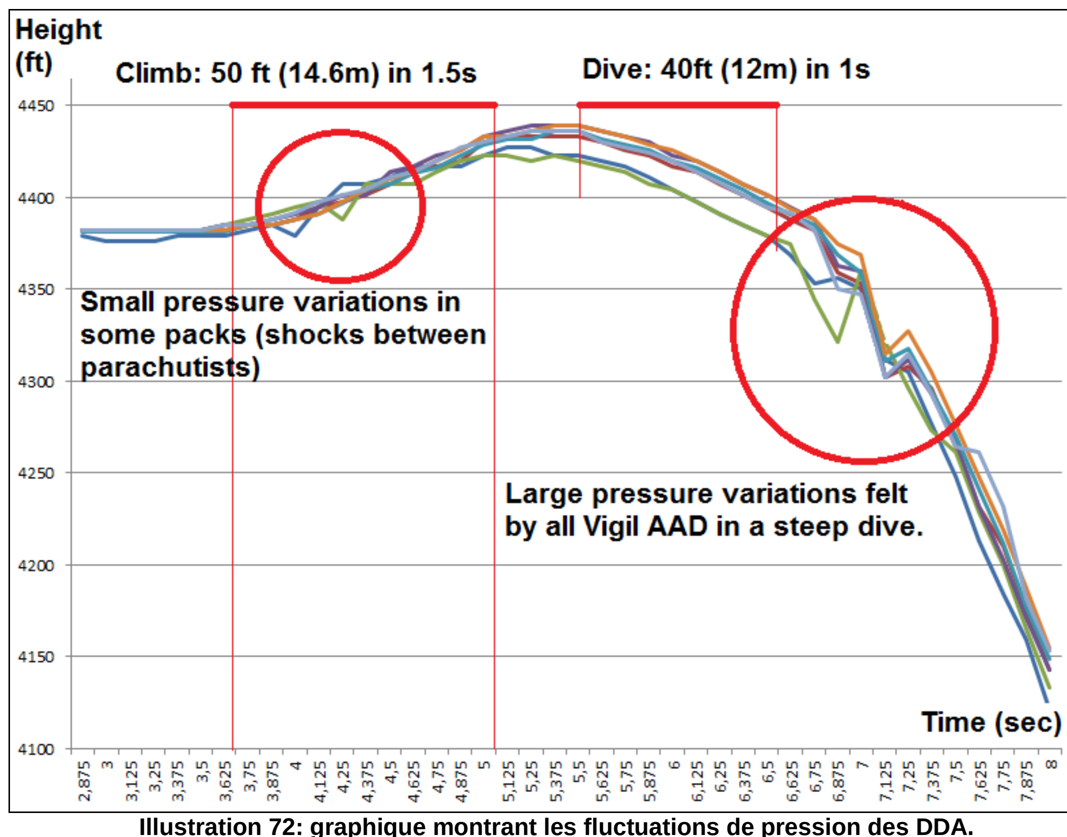


Illustration 72: graphique montrant les fluctuations de pression des DDA.

Si on examine d'un peu plus près les enregistrements des DDA de l'Illustration 72 on observe pendant l'ascension initiale de petites fluctuations pour trois des sept enregistrements. L'ascension aurait provoqué à l'intérieur de l'avion de légers chocs des parachutistes contre le fuselage ou les uns contre les autres. Ces chocs légers aux combinaisons de parachutisme auraient causé une surpression dans les combinaisons, entraînant ainsi une fausse lecture des DDA (lecture d'une hauteur moins élevée).

L'ascension a précédé un piqué de 40 pieds (12 m) en l'espace d'une seconde. Un tel mouvement a provoqué une accélération de (environ) 24 m/s^2, c'est-à-dire plus de deux fois l'accélération gravitationnelle. Il se peut que ce mouvement ait entraîné le deuxième groupe de fluctuations de pression enregistrées par les DDA. Ces fluctuations ont une plus grande amplitude et sont constatées dans tous les enregistrements individuels des DDA. Après ces fluctuations, la trajectoire de vol de l'avion indique un piqué plus marqué.

Les données des DDA ont été tracées sur un graphique, à la suite de quoi des courbes de tendance ont été ajoutées. Ces courbes de tendance reflètent l'évolution du paramètre hauteur (tel que mesuré par les Vigils) en fonction du temps au moyen d'une fonction polynomiale (du cinquième ordre dans ce cas). Le coefficient de détermination (ou R^2) est un nombre entre 0 et 1 qui indique la proximité entre la valeur prédictive et la valeur réelle. Plus le nombre est proche de 1, plus la valeur prédictive est proche de la valeur réelle, montrant avec quelle précision la ligne de courbe se rapproche de la valeur réelle. En limitant l'espace de temps considéré, des courbes de tendance peuvent être obtenues avec R^2 égal à 0,99. En dérivant les fonctions correspondantes par rapport au temps, il est possible de trouver une approximation de la vitesse verticale. En dérivant 2 fois par rapport au temps, une fonction prédictive de l'accélération le long de l'axe vertical a été trouvée. Ces valeurs ont été dans chaque cas de l'ordre de 50-60 m/s^2 (5 à 6g) dans la région de la déflexion (cerclée de rouge dans Illustration 71). Ceci reste une approximation grossière dont la précision est difficile à déterminer étant donné qu'il y a d'autres facteurs inconnus tels que l'inertie du système de mesure de pression. Néanmoins, les vitesses obtenues correspondent aux vitesses calculées au moyen du logiciel des Vigils et les valeurs des accélérations avant la chute sont dans l'ordre de grandeur attendu.

Cette méthode montre définitivement qu'au moment de la déflexion vers le haut, l'aéronef a été soumis à des accélérations (forces-g) exceptionnelles.

2.6 Manœuvres possibles

Après avoir reçu l'autorisation de Charleroi APP de reprendre le vol comme prévu, le pilote aurait normalement dû prendre la direction de l'aérodrome de Namur et, après avoir contacté Brussels ACC, continuer à grimper à une vitesse ascensionnelle normale d'environ 1000 pieds/min. Toutefois, le pilote n'a pas appelé Brussels. Il a arrêté son ascension et a interrompu le virage vers la zone de largage. Au lieu de cela, après quelques secondes de vol horizontal rectiligne, une brève ascension à grand angle a été amorcée (2000 pieds/min), suivie d'un piqué accentué (2400 pieds/min - jusqu'à atteindre les variations de pression importantes enregistrées par les DDA). On a constaté que l'amplitude de ces actions se situait dans les limites d'utilisation du Pilatus PC-6.

La manœuvre réalisée était soit intentionnelle soit le résultat d'un réflexe, tel qu'il pourrait avoir lieu lors d'une manœuvre d'évitement.
Les manœuvres suivantes, ou les raisons suivantes de les réaliser, ont été étudiées:

- incapacité médicale éventuelle du pilote
- évitement d'une collision en vol
- évitement d'une collision aviaire
- turbulences de sillage
- turbulences dues à des éoliennes
- manœuvres liées aux conditions météorologiques
- manœuvres intentionnelles
  - manoeuvre de cabré
  - vol parabolique
  - tonneau barriqué

2.6.1 <u>Incapacité médicale éventuelle</u>

Bien qu'on n'ait trouvé aucun élément de fait permettant de suspecter une incapacité médicale soudaine du pilote, la possibilité d'une perte de connaissance a été examinée. La perte de connaissance doit être considérée comme improbable vu l'âge du pilote, qui était en forme et en bonne santé, et vu qu'il était régulièrement soumis à des examens médicaux de classe 1, indiquant un risque d'incapacité inférieur à 1 en 10^6 heures. Par ailleurs, plusieurs éléments indiquent que le pilote a actionné les commandes jusqu'à l'impact final:

- La dernière communication radio avec Charleroi APP était normale.
- Ensuite, le pilote est passé à la fréquence radio de ‘Brussels Control’.
- L'avion a effectué un large virage à gauche vers la zone de largage, suivi d’un vol rectiligne à FL 51 (5000 pieds).

- Durant la dernière phase du vol, avant que l'aile ne se détache, l'avion a réalisé des mouvements reflétant deux actions opposées du pilote (ascension, piqué).
- L'interrupteur radio sur le manche a été actionné quatre fois durant la chute finale.
- En outre, les blessures importantes aux deux mains du pilote laissent supposer qu'il a fermement tenu le manche à deux mains jusqu'à l'impact final, en tentant de reprendre le contrôle de l'avion.

L'AAIU(Be) en conclut qu'une incapacité éventuelle du pilote ne peut être exclue, mais qu'elle est hautement improbable.

2.6.2 Evitement d'une collision en vol

Les données radar ont été examinées et ont montré qu'il n'y avait aucun autre avion à proximité directe du Pilatus PC-6. Aucun témoin n'a signalé avoir vu d'autres avions volant à proximité du Pilatus PC-6 ni fait état d'une quelconque collision.

2.6.3 Collisions aviaires

Aucune trace d'oiseau n'a été retrouvée sur l'épave ou à proximité (plumes, restes d'oiseaux, etc.) et aucun témoin n'a déclaré avoir vu une volée d'oiseaux à proximité de l'avion. Le risque de collision aviaire a été étudié dans le cas où le pilote aurait été forcé d'effectuer des manœuvres d'évitement, avec pour conséquence une perte de contrôle de l'aéronef.

Trouver des oiseaux volant à l'altitude de 5000 pieds AMSL, voire au-delà, est rare, mais a déjà été signalé. Les canards et des oiseaux de plus grande taille comme les oies et les grues peuvent voler jusqu'à une altitude 10 000 pieds. Cela se produira habituellement durant la saison de migration, pendant la période située entre octobre-novembre et mars-avril, généralement pendant la nuit.

Vers l'heure de l'accident, la Bird Control Unit de la Défense belge a fait état d'une très faible intensité de mouvements d'oiseaux dans la zone concernée, et le radar n'a pas détecté de mouvements aviaires (à grande échelle) liés à la migration à faible altitude ou à altitude élevée. Par ailleurs, aucun BIRDTAM[8] n'a été émis. On a bien observé des vols migratoires de grues cendrées depuis le sol lors de cette journée, mais dans l'est du pays (Aywaille, Beuzet, Tilff, etc.), allant dans la direction NE-SO.

Le jour de l'accident, compte tenu des conditions météorologiques, l'altitude de migration moyenne aurait été d'environ 3000 pieds. Pendant la nuit, les oiseaux migrateurs volent généralement seuls, alors qu'en journée ils volent

[8] Birdtam: avis aux aviateurs pour la notification des risques liés à l'activité aviaire.

le plus souvent en groupe. Habituellement, ils volent de manière groupée au cours des premières heures du matin et le soir.

L'historique des collisions aviaires (en aviation civile) montre que la grande majorité des cas relevés, en Belgique, concernent les aéroports ou leurs abords immédiats. On relève très peu de rapports de collisions aviaires concernant des aéronefs d'aviation générale (16 sur un total de 2317 sur la période 2005-2014), et aucun n'a provoqué une perte de contrôle.

Par conséquent, une manœuvre effectuée par l'avion pour éviter une collision aviaire est possible, quoiqu'improbable. Par ailleurs, il est très peu probable qu'une telle manœuvre entraîne une perte de contrôle.

2.6.4 Turbulences de sillage

Les turbulences de sillage consistent en des tourbillons (qui sont des filets d'air en rotation). Lorsqu'elles sont générées par des aéronefs lourds, elles peuvent entraîner pour le trafic de croisement des moments de roulis qui dépassent le taux de roulis pouvant être atteint en contrecarrant au maximum l'effet aux ailerons et peuvent finalement provoquer le retournement de l'aéronef.
Le dernier avion ayant croisé la route du Pilatus, près de 6 minutes avant la perte de contrôle, a été un Boeing 737 volant 4000 pieds (AMSL) lorsque le Pilatus PC-6 était à 2000 pieds. Compte tenu de la séparation verticale entre les deux avions, de l'altitude du Pilatus quand la perte de contrôle est intervenue (5000 pieds AMSL) et de la distance déjà parcourue par les turbulences (se dirigeant vers le bas et perdant en intensité au fil du temps), l'hypothèse selon laquelle l'avion a été déstabilisé par une turbulence de sillage peut être exclue.

2.6.5 Turbulences dues à des éoliennes

Des turbulences dues à des éoliennes peuvent être exclues en raison de la hauteur (4400 pieds AGL, soit 1330 m) de l'avion au-dessus du sol au moment des événements. Les turbulences dues à des éoliennes restent généralement à la même altitude.

2.6.6 Turbulences météorologiques

Le plafond et la visibilité étaient excellents. Aucune rafale ou turbulence n'a été signalée. Contrairement aux turbulences de sillage, les turbulences météorologiques dans notre partie non montagneuse de l'Europe sont plus ou moins unidirectionnelles et ne provoqueront pas le retournement d'un aéronef. De plus, la structure du Pilatus PC-6 a été conçue, comme dans tous les aéronefs, pour résister à des rafales d'au moins 30 pieds/s - à la fois vers le haut et vers le bas -, ce qui peut être considéré comme des turbulences modérées à fortes. Dès lors que de telles turbulences résultent

de mauvaises conditions météorologiques généralisées, les conditions météorologiques au moment de l'accident peuvent être exclues comme facteur causal direct de la manœuvre en roulis et n'auraient pas pu causer la rupture de l'aile.

2.6.7 Manœuvres intentionnelles

Contrairement aux manœuvres susmentionnées, l'enquête a révélé que l'avion avait occasionnellement été utilisé pour des manœuvres intentionnelles avec et sans passagers à bord.
Ces manœuvres peuvent être qualifiées d'acrobaties aériennes, conformément à la définition de l'OACI et de la réglementation UE.

Le PC-6 n'est pas certifié pour réaliser des acrobaties aériennes. La manuel de vol de l'avion le confirme (Section 1: Limitations de certification).

Les possibles manœuvres acrobatiques suivantes ont été examinées:

- Manœuvre de cabré, suivie d'un décrochage
- Manœuvre de ressource asymétrique avec décrochage d'une seule aile
- Vol parabolique
- Tonneau barriqué

2.6.7.1 Manœuvre de cabré suivie d'un décrochage

Une ascension soudaine, si elle est réalisée avec un angle d'incidence excessif, pourrait entraîner un décrochage. Si l'angle d'incidence est excessif, il pourrait y avoir décrochage des deux ailes simultanément ou d'une seule, en fonction de l'assiette de l'avion. Toutefois, il n'y avait de prime abord aucune raison opérationnelle pour accroître subitement l'angle d'incidence afin de continuer à monter.

Le graphique suivant montre la distance de chute (= hauteur) par rapport au temps pour:

- des parachutistes typiques en chute libre, tels qu'enregistrés à plusieurs reprises par les DDA avant l'accident (courbe bleue).
- une chute libre sans frottement théorique, comme si la chute s'était produite sans atmosphère (courbe mauve).
- les données relatives à la chute de l'avion telles qu'enregistrées par les DDA des parachutistes au cours de l'événement commençant au sommet de la courbe de hauteur des DDA (courbe verte).

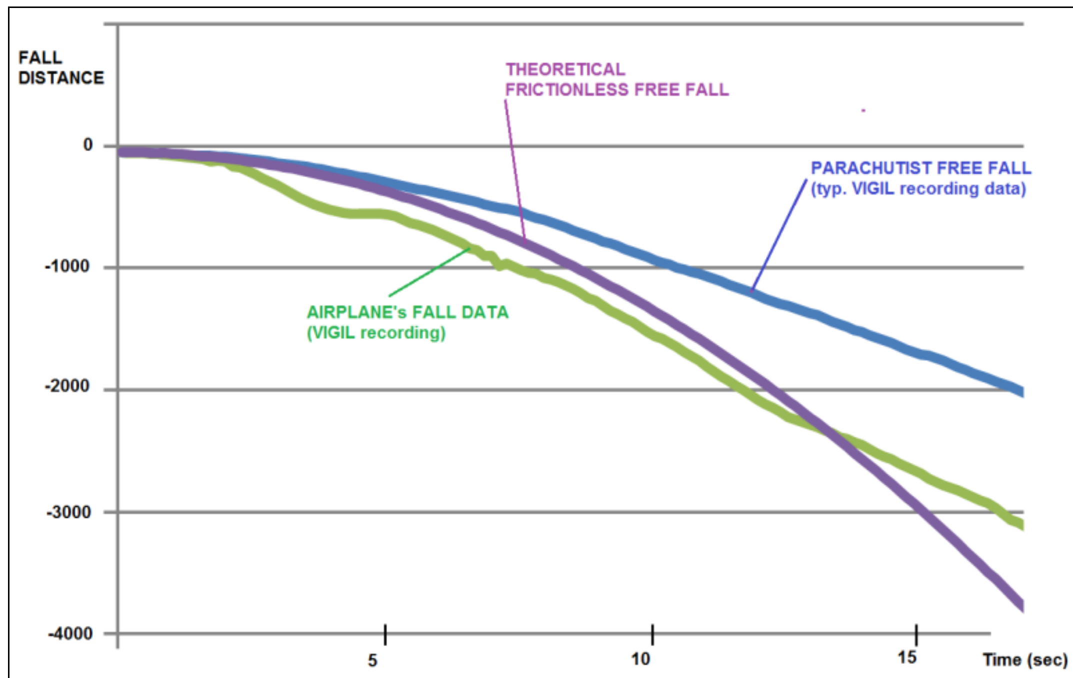


Illustration 73: diagramme montrant la vitesse de chute de l'avion par rapport à d'autres vitesses de chute.

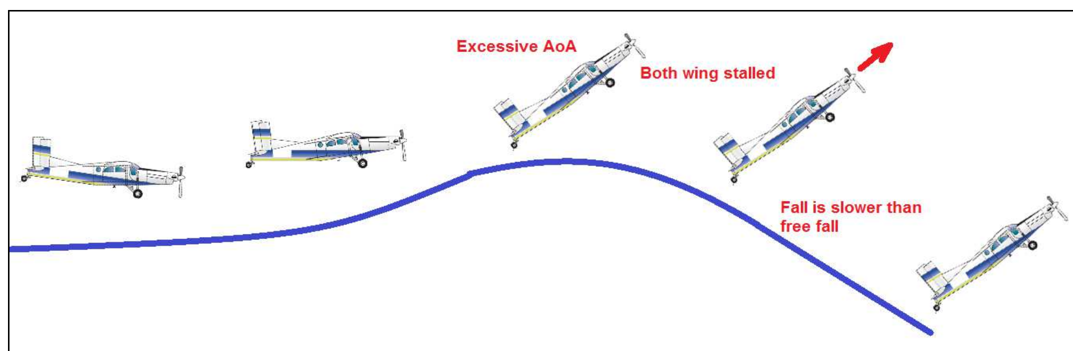


Illustration 74: croquis de l'assiette de l'avion dans un décrochage à grande vitesse typique.

Si l'avion adopte un angle d'incidence supérieur à l'angle d'incidence maximum pour réaliser une ascension à grand angle, les deux ailes décrocheront et l'avion cessera de grimper et commencera à descendre.

La vitesse de descente serait plus lente qu'en chute libre, dès lors que le moteur produit toujours une force ascendante.

Les données des DDA montrent objectivement qu'en réalité, l'avion descend plus rapidement qu'en chute libre. Un décrochage à vitesse élevée des deux ailes dans une configuration symétrique peut donc être exclu.

2.6.7.2 Décrochage asymétrique/d'une seule aile:

Si le chargement des deux ailes n'est pas réparti de manière égale, une aile peut décrocher avant l'autre, causant ainsi l’enfoncement brutal de cette aile. L'avion tourne alors brutalement autour de son axe en direction de l’aile qui décroche et, en fonction de la réaction du pilote, peut partir en vrille.

Toutefois, la chute initiale de l'aile en décrochage se serait produite au sommet de l'ascension, provoquant ainsi l'agitation dans la cabine, les parachutistes se déplaçant à l’intérieur de l’avion sous l’effet d’un roulis violent.

Comme les enregistrements des DDA montrent peu de fluctuations de pression au sommet de l'ascension (voir Illustration 72), mais des fluctuations plus importantes ultérieurement, un décrochage à grande vitesse avec la chute d’une seule aile suivie d’un mouvement de roulis peut être considéré comme improbable.

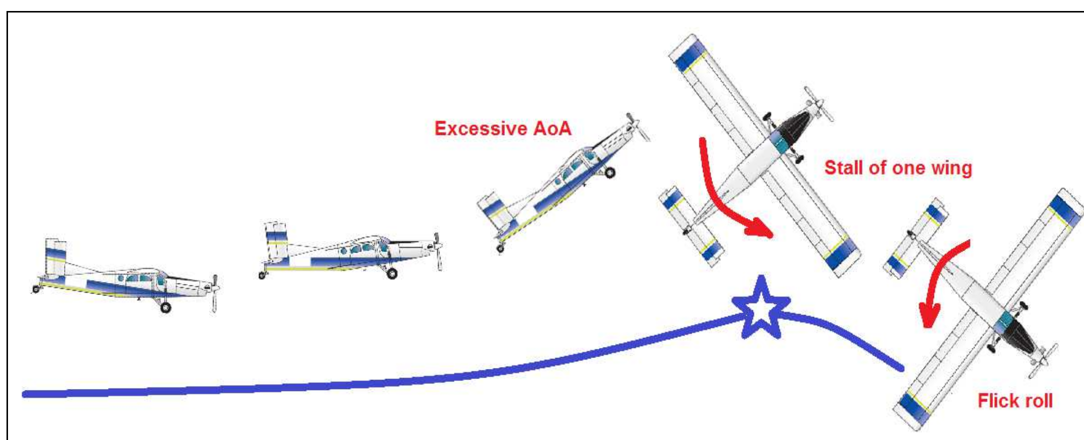


Illustration 75: croquis montrant un décrochage à grande vitesse suivi d'un tonneau déclenché.

2.6.7.3 Vol parabolique

L'aéronef donne aux personnes à bord la sensation d'apesanteur en suivant une trajectoire de vol approximativement parabolique par rapport à la surface de la terre. En suivant cette trajectoire, l'aéronef et sa charge utile sont en chute libre en certains points de la trajectoire.

La manœuvre souhaitée par le pilote dans ce scénario pourrait avoir été un "vol parabolique", tel que réalisé à plusieurs reprises par le passé (et par différents pilotes) avec des parachutistes à bord, ce qui a été confirmé par des témoins.

Un mouvement brutal de piqué (en poussant brutalement le manche vers l’avant) initié alors que l'avion avait une assiette de cabré, aurait projeté les parachutistes non attachés vers le haut en leur faisant quitter leur position

assise sur le plancher. Du coup, ces derniers auraient heurté le plafond. Une accélération négative calculée de 24 m/s^2 implique une accélération ascendante résultante de 14,2 m/s^2, ce qui correspond à environ 1,5 G.
Le mouvement des parachutistes venant heurter le plafond aurait entraîné un changement du poids apparent transporté par l'avion, déplaçant ainsi le centre de gravité vers l'avant et entraînant un mouvement de piqué accru. Ce scénario aurait également causé une importante perturbation dans la cabine au sommet de la manœuvre (ce qui n'a pas été enregistré par les DDA). L'accentuation du piqué de l'avion qui en aurait résulté aurait augmenté le taux de piqué (jusqu'à 12 000 pieds/min comme on peut le voir sur le graphique) et entraîné le déplacement des parachutistes vers l'arrière.

Dans cette configuration, l'avion aurait été entraîné dans un looping inversé sur le dos, inversant la route de l'avion et causant la rupture de l'aile.

Toutefois, la manœuvre appliquée ici semble être trop courte dans le temps et trop brutale pour être un vol parabolique. De plus, les enregistrements des DDA montrent uniquement des perturbations au début du cabré et à la fin du piqué sans perturbations au sommet de la manœuvre. Par ailleurs, le pilote connaissait cette manœuvre du vol parabolique et il n'y a aucune raison évidente pour laquelle on aurait changé les conditions de cette manœuvre.

Même si on ne peut l'exclure, un vol parabolique manqué est par conséquent considéré comme improbable.

2.6.7.4 Tonneau barriqué

Un tonneau barriqué est une manœuvre de vol durant laquelle un aéronef tourne autour de son axe longitudinal tout en décrivant une trajectoire en spirale dans la direction du vol.

Une manœuvre de tonneau barriqué entraînerait normalement des g positifs dus aux forces centrifuges retenant les parachutistes dans leur position assise sur le plancher, même lorsque l'avion est en position inversée, et ne provoquerait que de légers déplacements dans la cabine.

Toutefois, on peut observer 3 différentes phases dans la lecture des DDA, ce qui indique des fluctuations probablement causées par les déplacements des parachutistes dans la cabine (Voir Illustration 72).
):

- La première phase a été observée au début de la manœuvre de cabré;
- La deuxième a été constatée 3 secondes plus tard;
- La troisième est intervenue 6 secondes après le début de la manœuvre, cette phase correspondant à la défaillance structurale de l'avion.

Si elle n'est pas correctement réalisée, une manœuvre de tonneau barriqué, qui relève clairement de la voltige aérienne, pourrait entraîner:

- le déplacement des parachutistes non attachés dans la cabine de l'avion en cas d'accélération positive insuffisante; et/ou
- un piqué important (non contrôlé), lorsque l'avion est inversé, comme on en a fait l'expérience lors des simulations réalisées sur le simulateur de vol de la Défense belge.

Un témoin oculaire se trouvant à une distance horizontale d'environ 600 m de l'avion a signalé avoir vu les ailes de l'avion bouger plusieurs fois avant le début de la chute finale. Le mouvement des ailes pourrait correspondre à un tonneau barriqué, compte tenu des difficultés pour le témoin, qui n'a aucune connaissance spécifique en aviation, de voir les détails d'une manœuvre réalisée à une distance oblique (distance de visibilité, mais pas une distance au sol) d'environ 1500 m (600 m de distance horizontale plus une distance verticale de 1330 m AGL).

L'ascension à grand angle, qu'on peut voir sur le graphique, pourrait avoir été la première partie d'un tonneau barriqué, suivie d'une assiette de piqué incontrôlé lorsque l'avion était en position totalement inversée, pour finalement se terminer par une pression vers l'avant excessive sur le manche et la rupture ultérieure de l'aile.

Sur la base des enregistrements des DDA, on a pu calculer que le temps qui s'est écoulé entre le début du cabré et la rupture de l'aile est d'environ 5,5 secondes. D'autre part, on peut supposer, sur la base des tests de taux de roulis réalisés par Pilatus, qu'un changement d'angle d'inclinaison latérale de 180° (= avion inversé) nécessite environ six secondes. Par conséquent, le temps (5,5 secondes) qui s'est écoulé entre la manœuvre de cabré et la rupture de l'aile est compatible avec le taux de roulis de Pilatus.

2.6.8 Analyse du diagramme V-n

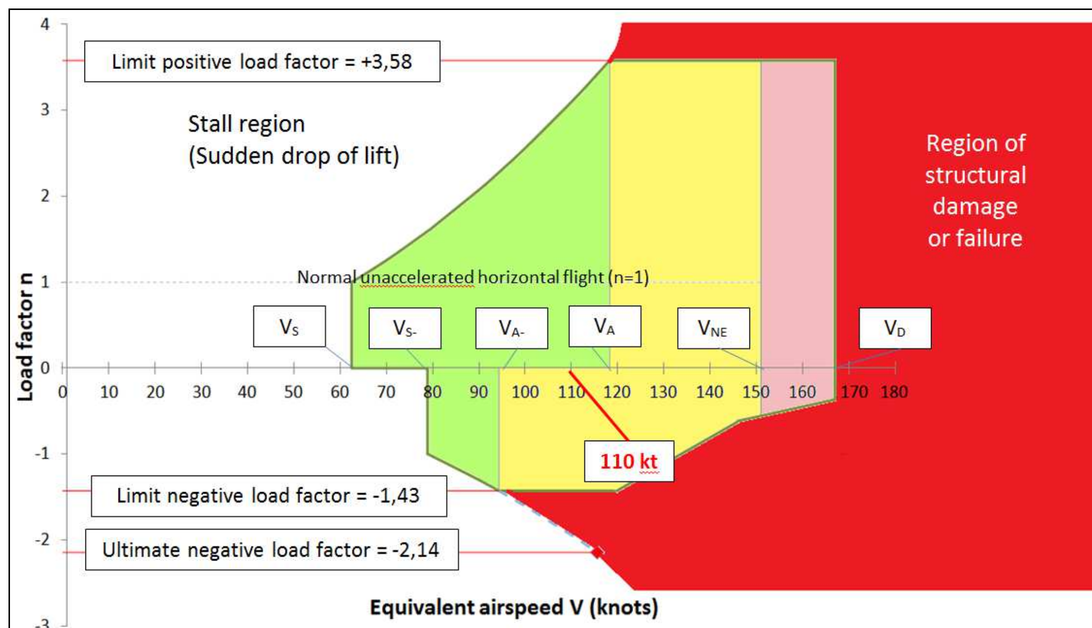


Illustration 76: diagramme V-n montrant que la vitesse de chute de 110 nœuds se situait à l'intérieur de la plage d'avertissement jaune.

La plage jaune des vitesses dans le diagramme V-n signifie que l'avion peut uniquement voler à une vitesse située dans cette plage dans une atmosphère non turbulente et également que des manœuvres soudaines ne peuvent être exercées, et ce pour éviter des dommages ou défaillances structurales.

La vitesse air au moment de la défaillance était d'au moins 110 nœuds, c'est-à-dire une vitesse située dans les limites de la plage d'avertissement jaune (négative), ce qui indique que toute manœuvre soudaine peut provoquer une défaillance structurale lorsque l'avion est exposé à des g négatifs.

2.6.9 Conclusion de l'analyse des manœuvres possibles

L'avion a été placé dans une assiette inhabituelle qui s'est terminée par une manœuvre en g négatif dépassant les limites d'utilisation de l'avion.

Comme indiqué plus haut, une manœuvre non intentionnelle ou d'évitement réalisée par le pilote, quelle qu'en soit la raison, a été jugée improbable. D'autre part, l'enquête a fait apparaître que des acrobaties aériennes ont été réalisées dans le passé par différents pilotes, mais qu'aucune d'elles n'a provoqué un accident.

Comme signalé par des témoins, le pilote a réalisé au moins un tonneau barriqué le jour de l'accident, à la fin d'un des vols précédents.

Cette indication, combinée à d'autres comme les témoignages et l'analyse du radar et des DDA, donne à penser que le pilote a essayé de réaliser un tonneau barriqué qui n'a pas été correctement effectué.

Déterminer avec certitude la manœuvre exacte, probablement voulue par le pilote, est impossible et n'a aucune valeur ajoutée pour l'enquête.

Bien qu'une acrobatie aérienne parfaitement réalisée ne génère aucune tension excessive sur la structure de l'avion, une manœuvre mal exécutée placera l'avion dans une assiette inhabituelle, entraînant ainsi le déplacement des occupants non attachés à l'intérieur de la cabine et donc un changement imprévisible du centre de gravité de l'avion et/ou une interférence physique possible entre le pilote et les autres occupants. Il serait presque impossible de remédier à une telle situation, même pour des pilotes ayant suivi l'entraînement nécessaire pour disposer des compétences de pilotage requises et appropriées.

Enfin, il est clair que la réalisation d'acrobaties aériennes avec des avions non certifiés dans cette catégorie est une pratique tout sauf sûre, a fortiori avec des passagers à bord, et spécialement s'ils ne sont pas attachés.

2.7 Organisation de l'exploitant et du club de parachutisme

Des pratiques peu sûres pendant l'exploitation de l'avion se sont produites de manière répétée pendant un certain temps sans susciter de réaction appropriée de l'exploitant (Namur Air Promotion) fournissant l'avion au club de parachutisme (Paraclub Namur). L'absence de surveillance, de réactions aux événements et de procédures écrites de l'exploitant montre que les pilotes n'étaient pas épaulés par une organisation présentant une mentalité et une structure de gestion de la sécurité adéquates.

Les limites de temps de service en vol des pilotes réalisant des activités de parachutage n'étaient pas réglées, ni par l'exploitant, ni par le club de parachutisme.
Le jour de l'accident, le pilote a réalisé 13 vols pour une durée totale de 4 heures et 30 minutes, et il a pris un temps de repos pour se restaurer. C'est sensiblement moins que le maximum d'heures de vol et le maximum de rotations effectuées dans le passé, qui s'élèvent jusqu'à 12 heures et 30 minutes de vol et 34 largages en un seul jour, mais cette situation extrême n'a pas été effectuée pour le compte du Paraclub Namur.
Cette activité très intensive (apparemment pas limitée au pilote individuel) suscite des questions quant à la fatigue du pilote.

La mise en œuvre de la dernière version du Règlement Part SPO[9] y apportera peut-être une solution. En outre, le programme de réglementation de l'AESA 2014-2017 comprend un volet concernant les exigences de 'Limitation des heures de vol (FTL)' pour les exploitations commerciales autres que le transport aérien commercial, dont la mise en œuvre est attendue entre 2016 et 2019.

L'enquête a montré que l'exploitant n'était pas complètement impliqué dans l'exploitation de son avion. De plus, l'impression générale de l'AAIU(Be) est que l'exploitant mettait simplement son avion à la disposition de ses clients, plus comme le fait une firme de location de voiture que comme un exploitant d'aéronef.

Le président du Paraclub Namur, agissant officieusement comme exploitant (probablement sans s'en rendre compte) n'était ni pilote, ni formé pour une telle fonction. Il n'était pas qualifié pour évaluer/surveiller l'exploitation de l'avion et était convaincu que tous les pilotes (étant des pilotes d'aviation commerciale, hautement qualifiés) étaient capable d'auto évaluation et d'évaluer leurs pairs.

L'objectif logique du club de parachutisme était de permettre à l'association de fonctionner aussi bien que possible. Il en résulte que l'avion n'était considéré comme rien de plus qu'un outil pour réaliser la passion des parachutistes.

Cette enquête ne s'est pas penchée sur la gestion de la sécurité des activités de parachutisme. Toutefois, l'AAIU(Be) a remarqué que le Paraclub Namur et les membres du club étaient soutenus de manière appropriée pour la pratique du parachutisme par du personnel compétent au sein de l'organisation.

2.8 Masse et centrage

L'évaluation de la masse et du centrage réalisée pendant l'enquête a montré que le CG présumé, situé à 3,718 m du point de référence, était très proche voire même au-delà de la limite arrière de l'enveloppe de centrage. La masse estimée de l'avion, qui était d'environ 2480 kg, se situait dans les limites.

L'absence de données précises sur la distance exacte entre le point de référence et les positions des différents parachutistes, puisqu'ils se sont

[9] RÈGLEMENT (UE) No 965/2012 DE LA COMMISSION du 5 octobre 2012 déterminant les exigences techniques et les procédures administratives applicables aux opérations aériennes conformément au règlement (CE) No. 216/2008 du Parlement européen et du Conseil amendé initiallement par (UE) No. 800/2013, (UE) No. 71/2014, (UE) No. 83/2014 and (UE) No. 379/2014.

installés eux-mêmes à l'intérieur de la cabine, rend un calcul précis de la masse et du centrage difficile.

Les pilotes de l'avion ne calculaient pas une masse et un centrage pour chaque vol. Ils estimaient, sur la base de calculs réalisés précédemment, que l'avion chargé de parachutistes ne pouvait pas se trouver hors des limites de centrage. Les instructeurs chargés de la conversion sur PC-6 des pilotes pilotant l'avion impliqué dans l'accident ont indiqué qu'ils avaient réalisé plusieurs exercices de simulation de masse et centrage avant d'en venir à cette conclusion. Le président du Paraclub Namur a également indiqué qu'il était convaincu que le positionnement des parachutistes à bord de l'avion pouvait être réalisé en toute sécurité dans n'importe quelle configuration.

En conséquence, il n'était pas demandé aux parachutistes de prendre une place à l'intérieur de la cabine de l'avion en fonction de leur poids individuel (les personnes les plus lourdes devant logiquement prendre place de préférence non loin du centre de gravité de l'avion, c'est-à-dire près du cockpit).

Malgré les constatations ci-dessus, il n'y a aucune indication selon laquelle la localisation arrière du centre de gravité (CG) a contribué à la perte de contrôle de l'avion. Toutefois, elle peut avoir aggravé l'issue de cette perte de contrôle.

2.9 Utilisation de systèmes de retenue

L'analyse de 46 accidents sur la période 1987-2014 illustre le besoin d'utiliser un système de retenue durant le décollage et l'ascension initiale. Le système de retenue permet d'empêcher les déplacements des passagers dans la cabine pendant le décollage, évitant ainsi un déséquilibre de l'avion durant ces phases critiques du vol. En outre, le système de retenue inciterait les parachutistes à prendre des positions correctes correspondant aux positions théoriques pour le calcul du centrage.

Le système de retenue serait également utile, comme tout système de retenue, lors d'un accident à l'atterrissage, pour résister à la décélération et pour éviter (ou du moins atténuer) l'écrasement des passagers par d'autres passagers leur tombant dessus. Le système de retenue de l'avion a été conçu à cet effet. Son utilisation est décrite sur un avis placé dans la cabine de l'avion et dans le manuel de vol.

Outre le fait qu'il peut protéger les parachutistes en cas d'atterrissage forcé, le système de retenue protège également quelque peu le pilote dès lors qu'il empêche la masse corporelle des parachutistes de lui percuter le dos.

La réglementation belge en vigueur au moment de l'accident ne définissait pas clairement quel système de retenue devait être employé pour les parachutistes ni quand - pour quelle phase de vol - l'utiliser.

Le Règlement (UE) n° 965/2012 Part SPO publié après l'accident dispose que des dispositifs de retenue doivent être disponibles pour chaque poste et doivent être utilisés pendant les phases critiques du vol[10] ou chaque fois que le pilote commandant de bord le juge nécessaire.

SPO.GEN.106 Responsabilités du spécialiste affecté à une tâche particulière

a) Le spécialiste affecté à une tâche particulière est responsable de l'exécution correcte de ses tâches. Les tâches assignées aux spécialistes sont précisées dans les SOP.

b) Sauf à bord des ballons, pendant les phases critiques du vol ou chaque fois que le pilote commandant de bord le juge nécessaire dans l'intérêt de la sécurité, le spécialiste affecté à une tâche particulière est tenu de rester attaché au poste qui lui a été assigné, sauf indication contraire dans les SOP.

c) Le spécialiste affecté à une tâche particulière est tenu de vérifier qu'il est bien équipé d'un dispositif de retenue lors de l'exécution de tâches spécialisées avec les portes extérieures ouvertes ou retirées.

d) Le spécialiste affecté à une tâche particulière informe le pilote commandant de bord de:

1) toute panne, défaillance, anomalie ou défaut qui, selon lui, pourrait affecter la navigabilité ou l'exploitation en toute sécurité de l'aéronef, y compris les systèmes d'urgence; et

2) tout incident qui a mis ou aurait pu mettre en péril la sécurité de l'exploitation.

Le code CS23 précise les exigences techniques pour le système de retenue utilisé dans les avions. Il est complété par un document « Special condition » N° SC-023-div-01[11] publié par l'EASA le 6 juillet 2009 et énumérant les points clés et les exigences applicables à un aéronef pour les activités de parachutisme.

Cependant, ce document ne s'applique pas aux aéronefs approuvés avant le 6 juillet 2009 pour des activités de parachutisme. De plus, il ne contient aucune précision supplémentaire concernant les exigences techniques du système de retenue.

[10] les «phases critiques de vol», dans le cas d'avions, désignent le roulement au décollage, la trajectoire de décollage, l'approche finale, l'approche interrompue, l'atterrissage, y compris le roulage à l'atterrissage, et toute autre phase du vol que le pilote/commandant de bord désigne (Règlement (UE) No 965/2012).

[11] Un document «Special condition» est prescrit sur base de la Réglementation (EU) N°748/2012 chapitre « 21.A.16B Conditions spéciales ». Le document Special condition "Use of aeroplane for parachuting activities" est joint en annexe.

Pour la phase de largage, qui est la troisième phase de vol la plus dangereuse, le système de retenue doit de toute évidence être enlevé.

En réalité, l'analyse des 46 accidents survenus pendant la période 1987-2014 ne montre aucune similitude avec l'accident du Pilatus. Tous les accidents survenus pendant le vol de transit - comme en l'espèce - sont dus à une panne de moteur (62%), suite à laquelle l'ensemble des parachutistes ont sauté en parachute, et à des collisions en vol (38%), pour lesquelles la probabilité de sauter de l'avion s'est avérée être proche de zéro.

L'examen des restes du système de retenue montre que les parachutistes assis sur le banc et sur le plancher n'étaient pas attachés lorsque la structure de l'aile a lâché. En ce qui concerne l'accident, l'assiette inhabituelle prise par l'avion avant la rupture de l'aile pourrait avoir provoqué des déplacements chaotiques des passagers à l'intérieur de la cabine, soit vers l'avant, soit vers l'arrière, soit vers le haut. L'utilisation du système de retenue aurait pu empêcher les déplacements éventuels des parachutistes à l'intérieur de la cabine. Ces déplacements sont susceptibles d'avoir entraîné un déséquilibre de l'avion et donc un changement soudain du son comportement et de sa maniabilité. Toutefois,

- L'avantage de porter un système de retenue en cas d'assiette inhabituelle de l'avion doit être comparé à l'inconvénient d'être attaché en cas de nécessité de sauter de l'avion dans une situation d'urgence.
- Porter un système de retenue consistant en une simple sangle avec un mousqueton lorsqu'on est assis sur le plancher ou sur un banc ne place pas les parachutistes dans une position totalement fixe. Ce système ne peut exclure le déplacement des parachutistes à l'intérieur de la cabine, mais devrait limiter l'amplitude des mouvements.

2.10 Utilisation d'un système d'approvisionnement en oxygène

L'avion, bien qu'étant dépourvu d'un système à oxygène, volait régulièrement jusqu'à FL135 et même au-delà.

La réglementation applicable au moment de l'accident (L'Arrêté Royal du 9 janvier 2005) exigeait l'utilisation d'un système à oxygène au-dessus du FL100.

Art. 22. Le pilote commandant de bord veille à ce que de l'oxygène soit mis à la disposition de l'équipage et des passagers en quantité suffisante pour tous les vols effectués à des altitudes-pressions supérieures à 3 000 m (10 000 ft) ainsi qu'à des altitudes où le manque d'oxygène risque d'amoindrir les facultés des membres de l'équipage ou d'être préjudiciable aux passagers. Les membres de l'équipage de conduite exerçant des fonctions indispensables à la sécurité du vol utilisent des inhalateurs d'oxygène de manière continue lorsque l'altitude-pression régnant dans la cabine est supérieure à 3 000 m (10 000 ft).

L'objectif de la réglementation est d'éviter la diminution des capacités physique et mentale consécutive à l'hypoxie. En outre, voler à ces altitudes accroit la fatigue du pilote.

Le nouveau règlement AESA *Partie SPO.OP.195 Utilisation de l'oxygène de subsistance* est moins restrictif et dispose que :

L'exploitant s'assure que les spécialistes affectés à une tâche particulière et les membres de l'équipage utilisent de manière continue l'équipement d'oxygène de subsistance lorsque l'altitude de la cabine dépasse 10 000 ft pendant plus de 30 minutes, et chaque fois que l'altitude cabine est supérieure à 13 000 ft, sauf accord contraire de l'autorité compétente et conformément aux SOP.

Le livret du pilote a montré qu'il accumulait régulièrement plus de 20 vols en un seul jour jusqu'à et même au-dessus de FL135.

Dès lors, on peut considérer qu'il est improbable que l'accumulation des 12 vols précédents, comprenant de courtes incursions jusqu'à et y compris FL135 ait pu causer une fatigue significative. Cependant, il est possible que cela ait pu influencer insidieusement son état mental.

2.11 Siège du pilote et protection du dos du pilote

L'assiette inhabituelle de l'avion peut avoir provoqué des déplacements de passagers à l'intérieur de la cabine.

- Un déplacement soudain des parachutistes vers l'arrière peut avoir déplacé le centrage de l'avion vers l'arrière, à l'extérieur de l'enveloppe de centrage, déstabilisant ainsi l'avion.
- En revanche, un déplacement des passagers vers l'avant devrait normalement avoir concentré la masse dans la plage normale de centrage. Toutefois, un tel déplacement peut avoir eu des effets négatifs, vu que les parachutistes ont pu venir heurter le dossier du siège du pilote et interférer avec la capacité de ce dernier à contrôler l'avion.

Comme on peut le voir sur la photo de l'avion impliqué dans l'accident (Illustration 4), il n'y avait pas de séparation entre la cabine et le cockpit, et l'avion était équipé d'un siège de pilote à dossier bas qui n'offre aucune protection pour la partie supérieure du corps et la tête du pilote en cas de projection des parachutistes vers le cockpit.

L'Illustration 77 montre un modèle de siège différent offrant une meilleure protection pour le dos du pilote. Toutefois, la tête du pilote reste vulnérable en cas de projection de personnes ou d'objets vers l'avant de l'avion.
En outre, le siège d'un aéronef n'est pas conçu ni certifié pour résister à une force axiale supérieure aux forces de décélération causées par le propre poids du pilote.



Illustration 77: un autre siège présentant un dossier plus haut.

Interrogé quant à la disponibilité d'une protection pour le dos du pilote, Pilatus a indiqué que ce type d'équipement n'était pas disponible.

Il n'y a pas d'exigence ni de conseil dans le document « Special condition » N° SC-023-div-01pour évaluer la nécessité d'installer une protection pour le dos du pilote dans les avions affectés à des activités de parachutisme.

2.12 Manuel de maintenance

Comme expliqué dans le chapitre 1.6, une anomalie dans la signature des tâches de maintenance a été constatée. Elle s'explique par une formulation ambiguë de la description de la tâche du point 49.

Le texte écrit dans la colonne "Inspection" du point 47 établit une distinction entre la maintenance du système mécanique du vérin de compensation et celle du système électrique.

47	Horizontal stabilizer trim actuator	
	Mechanical system →	Examine Lubricate (Ref. 27-45-01, Page Block 201)
	Electrical system →	Examine

Illustration 78: point 47 du programme d'inspection des 100 h.

En revanche, les textes écrits dans les deux colonnes "Inspection" et "Operation" du point 49 sont moins clairs et ne font en outre aucune mention du mot "electrical" alors qu'en réalité, le test fonctionnel "Ref. 27-40-00" de la page 501 du manuel de maintenance nécessite un test du système électrique de compensation du stabilisateur horizontal.

49	Horizontal stabilizer trim system	Do a functional test (Ref. 27-40-00, Page Block 501)
	Mechanical system →	Lubricate chains (Material No. P04-006) Lubricate handcranks (Material No. P04-002)

Illustration 79: point 49 du programme d'inspection des 100 h.

En pratique, la plupart des techniciens utilisant le programme d'inspection du fabricant lisent dans un premier temps la colonne inspection pour déterminer si le point est applicable ou non. Si le point est considéré comme non applicable, ils ne lisent pas la colonne "Operation" et passent à la ligne suivante.

Le texte du point 49 "Inspection column" pourrait induire les techniciens en erreur et les pousser à omettre la réalisation du test fonctionnel.

Une définition plus claire des tâches à réaliser pourrait être la suivante:

Horizontal stabilizer trim **mechanical** system Actuator:	Examine Lubricate (Ref. 27-45-01, Page Block 201)
Trim system:	Lubricate chains (Material No. P04-006) Lubricate handcranks (Material No. P04-002)

Horizontal stabilizer trim **electrical** system Actuator:	Examine
Trim system:	Do a functional test (Ref. 27-40-00, Page Block 501)

2.13 Enregistrement des données de vol

L'avion n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol et il n'y avait aucune obligation d’emport d’un tel enregistreur en vertu de la législation applicable.
Toutefois, lorsque le club de parachutisme a repris ses activités après l’accident, en 2014, un avion Pilatus PC-6 loué, équipé d'un enregistreur de données de vol léger enregistrant les paramètres de base du fonctionnement de l'avion, a été sélectionné. Cet avion était équipé d'un tel dispositif à l'initiative du propriétaire afin de pouvoir contrôler le fonctionnement de l'avion.

Au cours des dernières années, une vaste gamme de dispositifs d'enregistrement répondant aux besoins de l'aviation non commerciale a été développée, avec différents systèmes disponibles à des prix raisonnables. Ces systèmes sont le plus souvent équipés d'un dispositif autonome de captation de données (GPS, images, audio, mesure inertielle,

etc.) et d'un système de stockage de données, y compris une mémoire interne résistant aux crashes et une mémoire amovible.

Un fabricant d'hélicoptères installe ces équipements comme équipement standard dans tous les hélicoptères fabriqués au cours des deux ou trois dernières années dans le but de permettre le contrôle du vol par les pilotes ou les exploitants. Un tel système d'enregistrement pourrait également être avancé par les pilotes comme argument pour refuser de réaliser des manœuvres peu sûres lorsque des passagers les poussent à réaliser de telles manœuvres.

En plus des possibilités offertes par ces nouvelles technologies pour contrôler et améliorer les opérations aériennes, un tel enregistreur de données de vol serait également utile pour fournir des éléments de fait dans le cadre d'enquêtes sur les accidents.

Une norme technique EUROCAE[12] ED-155 a été élaborée pour la conception d'enregistreurs de données de vol légers. En outre, l'Annexe 6 de l'OACI (Partie II) recommande l'installation d'un enregistreur de vol sur les nouveaux avions certifiés (à partir du 1er janvier 2016) utilisés en aviation générale. Cela s'applique aux avions à turbines ayant une masse maximale au décollage inférieure à 5700 kg et comptant plus de 5 sièges passagers.

La CIAIAC, la Commission espagnole d'enquête sur les accidents aériens, a recommandé, dans son rapport final A-019/2008 sur un accident présentant certaines similitudes avec l'accident de Gelbressée, que l'OACI impose comme exigence essentielle pour les activités de parachutisme en chute libre que l'avion utilisé pour cette activité dispose à son bord d'un enregistreur de données de vol capable d'enregistrer au moins les paramètres de base du fonctionnement de l'avion. Toutefois, cette recommandation n'a, à notre connaissance, pas encore été adoptée par l'OACI.

[12] **EUROCAE** est l'organisme européen chargé d'élaborer des normes techniques pour les besoins de la communauté aéronautique.

3 CONCLUSIONS.

3.1 Constatations

Concernant le pilote

- Le pilote était titulaire d'une licence ATPL(A) belge valide comprenant entre autres une qualification pour avion Pilatus PC-6.
- Le pilote détenait une inscription valide dans livret de pilote pour réaliser des vols de parachutage conformément à la circulaire FCL-27.
- Le pilote avait une grande expérience de vol sur les avions BAe146 et Pilatus PC-6.
- Le pilote a été rappelé à l'ordre à plusieurs reprises par les autorités de l'aérodrome. Cela n'a pas été signalé à la DGTA, alors que la circulaire GDF-04 impose cette notification.

Concernant l'avion

- L'avion était immatriculé en Belgique et était détenu et exploité par le même exploitant depuis son acquisition en 2003.
- L'avion était uniquement mis à la disposition du Paraclub Namur par l'exploitant.
- La navigabilité de l'avion était gérée de manière appropriée par un organisme agréé selon le 'Part M subpart G' de l'EASA (organisme de gestion du maintien de la navigabilité) et la maintenance était assurée par le même organisme, également agréé comme organisme 'Part M subpart F' de l'EASA.
- L'avion était couvert par un certificat d'examen de navigabilité valide.
- Après un autre accident survenu en 2001, l'avion avait été réparé et avait fait l'objet d'une révision par Pilatus en 2003. En même temps, il avait été équipé pour pouvoir réaliser des vols de parachutage conformément aux spécifications du fabricant (AFM Supplement report n° 1824).
- L'avion était équipé de ceintures de sécurité à simple sangle fabriquées localement (système de retenue) pour les parachutistes assis sur le plancher et sur le banc longitudinal.

Concernant l'examen de l'épave

- L'avion a subi une importante défaillance structurale, à savoir la séparation des 3/4 extérieurs de l'aile gauche.
- L'examen de l'épave a permis de constater une défaillance de l'aile gauche et du mât de l'aile gauche en raison d'une surcharge en g négatif excessive.
- L'examen des fractures n'a révélé aucune trace de dommages antérieurs (corrosion, criques de fatigue, déformation, gauchissements, …) susceptibles d'affaiblir l'intégrité de l'aile ou du mât de l'aile. Le matériel a été testé et jugé conforme aux spécifications du fabricant.

- L'examen de l'épave n'a révélé aucune anomalie susceptible d'avoir entraîné une manœuvre soudaine non commandée.
- Le vérin du compensateur de profondeur a été retrouvé réglé en position aéronef en plein piqué à l'impact final avec le sol. Un examen approfondi du système de compensation n'a pas permis de conclure qu'une anomalie s'est produite. Au contraire, le vérin du compensateur de profondeur pourrait avoir été involontairement activé par le pilote, luttant pour retrouver le contrôle de l'avion pendant la chute.

Concernant la masse et le centrage

- La masse de l'avion se situait dans les limites.
- L'absence de données précises ou de lignes directrices adéquates pour déterminer le bras de levier entre le point de référence et les positions des différents parachutistes tels qu'installés à l'intérieur de la cabine, rend un calcul précis de la masse et du centrage difficile et sujet à erreurs.
- L'évaluation de la masse et du centrage réalisée au cours de l'enquête montre que le centre de gravité était très proche, voire même au-delà de la limite arrière de l'enveloppe de centrage.
- Les différents pilotes de cet avion étaient convaincus que l'avion ne pouvait jamais être chargé de parachutistes d'une manière telle que l'avion en viendrait se trouver en dehors des limites de centrage. Par conséquent, il n'était pas demandé aux parachutistes de se positionner dans l'avion en fonction de leur poids.
- Les simulations de masse et de centrage réalisées pendant l'enquête montrent qu'un chargement prudent de l'avion demande généralement d'installer les passagers les plus lourds à l'avant. Ce principe, considéré comme étant bien connu de la plupart des pilotes, n'a pas été appliqué dans le cas du vol de l'accident.

Concernant la réglementation

- L'arrêté royal réglementant la navigation aérienne du 15 mars 1954 dispose qu'un travail aérien doit être soumis à l'autorisation de l'administration de l'aéronautique. Toutefois, la réglementation n'expose pas les conditions de délivrance, de suspension et de retrait d'une telle autorisation.
- Une autorisation de travail aérien, telle que requise par l'arrêté royal, a été préparée et accordée par la DGTA sur la base d'une évaluation globale du dossier de demande. L'autorisation définit les responsabilités du demandeur et d'autres normes générales.
- La circulaire GDF-05 de la DGTA couvre les conditions à remplir par les clubs de parachutisme pour les besoins des sauts en parachute. Elle prévoit notamment certaines exigences concernant l'exploitation de l'avion et le pilote.
- Une autorisation, distincte de l'autorisation de travail aérien, a été émise par la DGTA sur la base de la circulaire GDF-05.

- La circulaire FCL-27 de la DGTA couvre les conditions à remplir par un pilote pour obtenir et renouveler une qualification spéciale pour vols de parachutage.
- La circulaire GDF-04 de la DGTA couvre les conditions à remplir par les aérodromes non contrôlés.
- La réglementation belge ne définit pas clairement quel système de retenue doit être employé pour les parachutistes ni quand - pour quelle phase de vol - les utiliser.
- Le nouveau Règlement (UE) n° 965/2012 Part SPO, publié après l'accident, dispose que des dispositifs de retenue doivent être disponibles pour chaque poste. Toutefois, le code de base (CS23) ne précise pas les exigences techniques du système de retenue installé dans les avions de parachutisme. Le document « Special condition» N° 023-div-01 publié par l'EASA le 6 juillet 2009, bien qu'énumérant les points clés et les exigences applicables à un aéronef dédié à l'activité de parachutisme, ne contient aucun détail supplémentaire à ce sujet.

Concernant l'exploitant Namur Air Promotion

- La dernière autorisation de travail aérien a été accordée à l'exploitant de l'avion le 16 novembre 2011 pour une période de deux ans.
- Comme indiqué dans l'autorisation de travail aérien, les activités sont exercées sous l'autorité, la direction et la surveillance de l'exploitant et l'exploitant est tenu de respecter et de faire respecter par ses préposés les lois, règlements et conventions régissant la navigation aérienne nationale et internationale (sans que leur responsabilité personnelle ne soit dégagée pour autant).
- Il y a des indications selon lesquelles l'exploitant n'a pas assumé pleinement les responsabilités telles que décrites dans l'autorisation de travail aérien de la DGTA, notamment en ce qui concerne la surveillance des préposés et des vols. Dans la pratique, ces tâches étaient informellement assurées par le président du Paraclub Namur.
- Les noms des différents pilotes autorisés à voler pour Namur Air Promotion sont seulement mentionnés dans le dossier de demande, où il est précisé que tout pilote non identifié dans le dossier de demande mais dûment qualifié, peut être appelé.

Concernant le Paraclub Namur

- La dernière autorisation pour l'exploitation d'un site permanent d'activités de parachutisme a été accordée au Paraclub Namur le 31 août 2011, et ce pour une période de 3 ans.
- La lettre d'autorisation souligne la responsabilité du Paraclub Namur en ce qui concerne les différentes exigences de la circulaire GDF-05, notamment pour l'aéronef, le pilote désigné et les procédures de vol. Il convient de remarquer que ces points relèvent également de la responsabilité de l'exploitant, comme précisé dans l'autorisation de travail aérien.

- Les noms des différents pilotes autorisés à voler pour le Paraclub Namur sont mentionnés dans la lettre d'autorisation. Toutefois, le nom du pilote impliqué dans l'accident n'y était pas mentionné.

Concernant les autorisations accordées à Namur Air Promotion et au Paraclub Namur

- La DGTA a accordé 2 autorisations distinctes, à savoir une autorisation de travail aérien à Namur Air Promotion et une autre au club de parachutisme.
- Il y a un chevauchement partiel dans les responsabilités attribuées par la DGTA aux deux détenteurs d'autorisation.

3.2 Causes.

La cause de l'accident est une défaillance structurale de l'aile gauche due à une surcharge aérodynamique importante en g négatif, ce qui a rendu l’avion incontrôlable et a entraîné le crash.
La cause la plus probable de la défaillance de l'aile est le résultat d’une manœuvre intentionnelle du pilote, non correctement réalisée et débouchant sur une manœuvre involontaire en g négatif, dépassant les limites d'utilisation de l'avion.

Facteurs de sécurité contribuant à l’événement:

- La faiblesse du contrôle de l'exploitation de l'avion par l'exploitant.
- L'absence de structure organisationnelle entre l'exploitant et le club de parachutisme [problème de sécurité].

Autres problèmes de sécurité constatés pendant l'enquête:

- La réalisation de manœuvres acrobatiques avec un aéronef non certifié pour réaliser de telles manœuvres.
- La réalisation de manœuvres acrobatiques par un pilote n’ayant pas les qualifications et/ou la formation appropriée(s) pour réaliser de telles manœuvres.
- Le transport de passagers non attachés, non assis sur un siège durant une phase dangereuse du vol.
- La faiblesse du cadre juridique et des documents d'orientation en ce qui concerne le travail aérien [problème de sécurité].
- L'absence de surveillance réelle des activités de travail aérien par la DGTA [problème de sécurité].
- L'absence d'obligation d'installer des dispositifs enregistrant les données de vol à bord des avions de parachutisme [problème de sécurité].
- Une protection insuffisante du dos du pilote [problème de sécurité].
- Une détermination malaisée de la masse et du centrage de l’avion due au fait que les passagers ne sont pas assis à des places prédéterminées [problème de sécurité].

- L'émission par la DGTA de deux autorisations distinctes, l'une à l'exploitant de l'avion et l'autre au club de parachutisme, avec certains chevauchements, ce qui n'incite pas les parties concernées à prendre réellement conscience de leurs responsabilités [problème de sécurité].
- La possibilité de mal interpréter le manuel de maintenance [problème de sécurité].
- Les infractions et/ou événements liés à la sécurité non communiqués comme le requiert la circulaire GDF-04, ce qui a empêché la DGTA de prendre des mesures appropriées.
- La pression exercée par les parachutistes incitant parfois les pilotes à réaliser des manœuvres non approuvées pour des avions de catégorie normale.
- Bien que requis par la réglementation, la réalisation de vols à haute altitude sans système d'approvisionnement en oxygène.

4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1 Problème de sécurité: la faiblesse du cadre juridique et de la surveillance effective.

Dans le cadre de l'enquête menée sur l'accident, l'AAIU(Be) a procédé à une étude d'évaluation sur le danger inhérent aux activités de parachutisme alors que l'enquête n'était pas encore terminée. Les enquêteurs ont découvert une situation générale, n'ayant pas nécessairement un lien avec l'accident lui-même, se caractérisant par un besoin urgent d'amélioration de la sécurité aérienne. L'étude d'évaluation s'est concentrée sur le volume de l'activité de parachutisme, sur le nombre d'accidents impliquant des avions de parachutisme et sur le risque de l'activité de parachutisme elle-même, par rapport au risque d'accident durant le transport des parachutistes dans un avion. L'AAIU(Be) a constaté que les accidents d'avion viennent en tête des accidents liés à l'activité de parachutisme elle-même.

Il est apparu clairement lors de l'enquête que le risque lié à l'activité de parachutisme était effectivement pris en considération au sein des clubs. Via des procédures, des formations, des recyclages, une surveillance, etc., ce risque semblait être pris en compte comme il convient, tandis que l'utilisation de l'avion aux fins des activités de parachutisme manquait d'une sensibilisation égale à la sécurité.

AAIU(Be) en a conclus qu'une amélioration du cadre organisationnel des opérations aériennes impliquées dans les activités de parachutisme ainsi qu'une amélioration du contrôle et de la surveillance de ces activités sont nécessaires, à la fois en interne et par l'autorité de surveillance compétente. Aussi, l'AAIU(Be), au vu du volume de l'activité de parachutisme et du danger potentiel pour les occupants des aéronefs concernés, a formulé la recommandation suivante à l'intention de la DGTA le 24 janvier 2014:

Recommandation 2014-P-2:
Il est recommandé à la DGTA de revoir les exigences réglementaires concernant l'activité de parachutisme afin d'accroître la sécurité de cette activité à un niveau acceptable, et d'adapter le niveau de surveillance.
L'AAIU(Be) suggère de tenir compte des éléments suivants:

- **La nécessité de procédures écrites pour la réalisation des vols de parachutage.**
- **La nécessité d'une personne désignée, chargée de la sécurité des vols.**
- **La nécessité d'une expérience minimum pour les pilotes impliqués dans l'activité.**

La DGTA a réagi positivement à la recommandation dans une lettre du 1er avril 2014, indiquant qu'il avait été décidé d'appliquer le nouveau Règlement Part SPO en avril 2015, soit deux ans avant la date ultime de mise en œuvre, plutôt que d'adapter la réglementation nationale.

Par ailleurs, la DGTA a préparé un ensemble de procédures opérationnelles sur la base du Règlement EASA Part SPO, afin d'aider les clubs de parachutisme à élaborer un manuel de procédures. Le but poursuivi était de rédiger le cadre organisationnel souhaité pour de telles activités.

4.2 Problème de sécurité: l'absence d'obligation d'installer des dispositifs enregistrant les données de vol à bord des avions de parachutisme.

Des enregistreurs de données de vol simplifiés capables d'enregistrer au moins les paramètres de base du fonctionnement de l'aéronef et répondant aux besoins de l'aviation non commerciale ont été développés par l'industrie. Ces différents dispositifs d'enregistrement sont à présent disponibles à un prix raisonnable. Ils pourraient être utiles non seulement aux fins du contrôle des vols par les pilotes et les exploitants, mais également pour éviter aux pilotes d'accepter de dépasser les limites d'utilisation de l'avion. En plus des possibilités susmentionnées offertes par ces nouvelles technologies, un tel enregistreur de données de vol simplifié serait également utile dans le cadre des enquêtes sur les accidents. Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0001:
Il est recommandé à l'EASA de rendre l'installation de systèmes d'enregistrement légers obligatoire dans les aéronefs utilisés pour les besoins des activités de parachutisme.

Note:

- Une norme EUROCAE ED-155 a été élaborée pour couvrir les systèmes d'enregistrement légers.
- L'Annexe 6 de l'OACI : Partie II Aviation générale internationale – Avions, recommande l'installation d'un enregistreur de vol sur les nouveaux avions certifiés utilisés en aviation générale à partir du 1er janvier 2016 (pour les avions à turbines ayant une masse maximale au décollage inférieure à 5700 kg et comptant plus de 5 sièges passagers). Cependant, cette recommandation ne touchera pas la flotte actuelle d'avions utilisés pour des activités de parachutage.

4.3 Problème de sécurité: la faiblesse du cadre juridique concernant les exigences techniques des systèmes de retenue des parachutistes à bord des aéronefs.

La dernière modification du Règlement (UE) n° 965/2012 Part SPO, publiée après l'accident, dispose que des dispositifs de retenue doivent être disponibles pour chaque poste. Toutefois, le même règlement dispose que le plancher de l’avion peut servir de siège pour autant que le spécialiste affecté à une tâche particulière dispose de moyens de retenue ou d'attache. Ces moyens ne sont pas précisés et aucune autre réglementation, norme ou document d’orientation spécifiant les exigences techniques liées à une telle installation n’a pu être trouvé. Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0002:
Il est recommandé à l'EASA d'effectuer des recherches pour déterminer les systèmes de retenue les plus efficaces pour les parachutistes en tenant compte des différents aéronefs et des différentes configurations de sièges utilisés pour les activités de parachutisme.

Pour la même raison que ci-dessus:

Recommandation BE-2015-0003:
Il est recommandé à l'EASA, à l’issue des recherches concernant les systèmes de retenue pour parachutistes, de clarifier les exigences techniques applicables à de tels systèmes de retenue.

4.4 Problème de sécurité: protection insuffisante du dos du pilote.

L'enquête a révélé qu'un avion de parachutisme placé dans une assiette inhabituelle ou sujet à une perte de contrôle, pour quelque raison que ce soit, peut entraîner la projection vers l'avant des occupants non attachés, qui viendraient ainsi heurter le dos ou la tête du pilote. De telles circonstances ne feraient que compliquer les choses et pourraient empêcher le pilote de redresser une situation déjà dangereuse. L'étude d'autres accidents impliquant des avions de parachutisme a permis de déterminer que la phase de largage, lorsque les parachutistes ne sont pas attachés, pourrait davantage faire l’objet d’une perte possible de contrôle en raison d'une faible vitesse air combinée à d'éventuelles modifications imprévisibles et/ou incontrôlées de la masse et du centrage. Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0004:
Il est recommandé à l'EASA de réaliser une étude pour évaluer le besoin de protection du dos du pilote pour tous les avions utilisés pour des activités de parachutisme. Si une telle protection est jugée nécessaire, Il est recommandé à l'EASA de rendre l'installation d'un tel système obligatoire.

Pour la même raison que ci-dessus:

Recommandation BE-2015-0005:
Il est recommandé à Pilatus de concevoir une protection du dos du pilote à installer dans les PC-6 utilisés pour les besoins des activités de parachutisme. Par la suite, l'installation de cette protection du dos du pilote devrait être proposée par Pilatus dans l'AFM supplement n° 1824.

4.5 Problème de sécurité: une détermination malaisée de la masse et du centrage de l'avion due au fait que les passagers ne sont pas assis à des places prédéterminées.

L'enquête a mis en évidence les difficultés rencontrées pour déterminer avec précision la distance entre le point de référence et les différents parachutistes tels qu'installés sur le plancher et le banc longitudinal de l'avion. L'enquête a également révélé l'existence d'un principe non avéré selon lequel un PC-6 ne pouvait jamais être chargé de parachutistes d'une manière telle que l'avion s'en trouverait hors de la limite de centrage. Dès lors, l'avion impliqué dans l'accident n'a pas été chargé de manière judicieuse. Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0006:
Il est recommandé à la DGTA de prendre des mesures appropriées pour vérifier que tous les exploitants d'avions utilisés pour des activités de parachutisme disposent d'une procédure de calcul de la masse et du centrage adéquate, en tenant compte du fait que les passagers sont installés sur le plancher dans une position non fixe.

L'absence de données concernant la distance exacte entre le point de référence et les positions des différents parachutistes tels qu'installés à l'intérieur de la cabine, rend un calcul précis de la masse et du centrage difficile. Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0007:
Il est recommandé à Pilatus d'introduire dans l'AFM supplement n°1824 une ligne directrice visant à aider les exploitants d'un avion PC-6 utilisé pour des activités de parachutisme à procéder à une évaluation aisée et prudente de la distance entre le point de référence et chaque parachutiste à bord.

4.6 Problème de sécurité: la délivrance par la DGTA d'autorisations avec des responsabilités qui se chevauchent.

L'AAIU(Be) a relevé un chevauchement partiel dans les responsabilités attribuées par deux services distincts de la DGTA (les services Opérations et Aéroports) au club de parachutisme, d'une part, et à l'exploitant de l'avion, d'autre part. Ce chevauchement pourrait susciter une certaine confusion au niveau des responsabilités entre les différents acteurs, à savoir l'exploitant, le propriétaire de l'avion, le club de parachutisme et les autorités de l'aérodrome. Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0008:
Il est recommandé à la DGTA de développer en interne un système permettant d'éviter d'accorder des autorisations attribuant des responsabilités qui se chevauchent au club de parachutisme, d'une part, et à l'exploitant de l'avion, d'autre part, ou à tout autre acteur concerné.

L'autorisation donnée au club de parachutisme a été accordée sur la base de la circulaire GDF-05 de la DGTA. Cette circulaire couvre les conditions à remplir par une organisation pour la réalisation de sauts en parachute. Le chapitre 5 précise les exigences à respecter en ce qui concerne l'utilisation de l'aérodrome et les caractéristiques des zones de largage et d'atterrissage des parachutistes. Toutefois, d'autres chapitres couvrent notamment les exigences à respecter en ce qui concerne les aéronefs, les pilotes et également les procédures de vol à appliquer, à savoir principalement la coopération avec le contrôle du trafic aérien. Toutefois, ces domaines relèvent normalement du champ de compétence de l'exploitant. En outre, certaines parties de la circulaire GDF-05 de la DGTA sont désormais annulées par le nouveau Règlement (UE) n° 965/2012 Part SPO.
Par conséquent:

Recommandation BE-2015-0009:
Il est recommandé à la DGTA d'actualiser la circulaire GDF-05 « Descentes en Parachute » - « Valschermspringen ».

4.7 Problème de sécurité: La possibilité d’interprétation erronée du manuel de maintenance.

Dans le programme d'inspection trouvé dans le chapitre 05-22-01 du manuel de maintenance, le texte du point 49 "Inspection column" pourrait induire les techniciens en erreur, en ce sens qu'il pourrait les pousser à omettre la réalisation du test fonctionnel du système électrique de compensation du stabilisateur horizontal durant les inspections 100 heures / annuelle.

Recommandation BE-2015-0010:
Il est recommandé à Pilatus de reformuler le texte des points 47 et 49 du programme d'inspection. L'AAIU(Be) suggère de séparer en deux cadres distincts les actions de maintenance à réaliser au système mécanique de compensation et celles à réaliser au système électrique de compensation.

Pilatus a déjà mis en œuvre cette recommandation dans la révision N°19 du manuel de maintenance daté du 14 mai 2014. La dernière version du MM indique ce qui suit :

49	Horizontal stabilizer trim system		
	Electrical system	Do a functional test (Ref. 27-40-00, Page Block 501)	
	Mechanical system	Lubricate chains (Material No. P04-006) Lubricate handcranks (Material No. P04-002)	

L’AAIU(Be) estime que cette révision du manuel de maintenance répond à l’intention de la recommandation de sécurité. Par conséquent, celle-ci est close.

4.8 Problème de sécurité: absence de structure organisationnelle entre l'exploitant et le club de parachutisme.

Il sera automatiquement remédié à ce manquement suite à la décision prise par la DGTA d'appliquer la dernière modification du Règlement (UE) n° 965/2012 Part SPO en avril 2015. C'est pourquoi aucune recommandation n'est formulée pour remédier à ce problème.

5 ANNEXES

Annexe 1: Extrait de l'autorisation de travail aérien accordée par la DGTA

Service public fédéral
Mobilité et Transports
Transport aérien

Direction générale Transport aérien
Exploitation commerciale aérienne
CCN - Rue du Progrès 80, boîte 5 - local 2-056 - 1030 Bruxelles
Tel. 02 277 43 43/02 277 43 44 - Fax 02 277 42 59
nicole.ringoir@mobilit.fgov.be et ann.reynaert@mobilit.fgov.be
www.mobilit.fgov.be

AUTORISATION DE TRAVAIL AERIEN N° 564
NAMUR AIR PROMOTION SA

Vu la demande d'obtention d'une autorisation de travail aérien, introduite par

NAMUR AIR PROMOTION SA
Rue du Maka, 31
6280 Gougnies
Belgique

conformément à l'article 50 de l'Arrêté Royal du 15 mars 1954, réglementant la navigation aérienne modifié par L' Arrêté Royal du 31 août 1979.

Considérant que le requérant remplit les conditions requises pour l'obtention de ladite autorisation, conformément à l'article 51 de l'Arrêté Royal précité.

ARTICLE 1

Une autorisation de travail aérien est délivrée à

NAMUR AIR PROMOTION SA

suivant les spécifications en annexe.

Cette autorisation est valable jusqu'au **16/11/2013** et peut être renouvelée à la demande de l'exploitant.

La demande de ce renouvellement doit parvenir à la Direction générale Transport aérien, service Exploitation Commerciale aérienne au moins un mois avant la date d'expiration de l'autorisation.

ARTICLE 2

L'autorisation est subordonnée aux conditions suivantes :

a) les activités seront effectuées pour le compte et sous l'autorité, la direction et la surveillance de l'exploitant;

b) l'exploitant est tenu de respecter et de faire respecter par ses préposés, sans que leur responsabilité personnelle ne soit dégagée pour autant, les lois, règlements et conventions régissant la navigation aérienne nationale et internationale;

c) les membres d'équipage seront titulaires des licences et des qualifications requises;

d) les aéronefs utilisés doivent être dûment certifiés pour les activités autorisées selon le certificat de navigabilité ou l'autorisation restreinte de la navigation aérienne.

La réglementation et les directives spécifiques aux formes de travail aérien autorisées émanant de la Direction générale Transport aérien doivent être respectées. Ces activités autorisées doivent être couvertes par la police d'assurance de l'aéronef concerné;

e) l'exploitant devra couvrir par assurances, sans solution de continuité, sa responsabilité civile dans les limites prévues par la législation nationale (1). Quant à leur responsabilité spécifique de l'activité aérienne à l'égard des passagers, des bagages, du fret et des tiers, les transporteurs aériens et les exploitants d'aéronefs doivent être assurés conformément au règlement (CE) N° 785/2004(2). Les documents y afférents seront présentés à toute demande de la Direction générale Transport aérien;

f) l'exploitant notifiera, sans délai, à la Direction générale Transport aérien, service Exploitation Commerciale aérienne, toute modification concernant :

- le siège social/l'adresse;
- la désignation des administrateurs/gérants et les délégations de pouvoirs;
- les statuts;
- la flotte exploitée et l'expiration des contrats de location éventuels;
- la composition de personnel navigant;
- les assurances garantissant sa responsabilité civile;

g) l'exploitant devra se soumettre à tout contrôle jugé nécessaire par la Direction générale Transport aérien.

ARTICLE 3

L'autorisation est personnelle. Elle n'est pas transmissible à une autre personne physique ou morale.

ARTICLE 4

L'autorisation pourra être suspendue ou retirée à tout moment si l'exploitant ou ses préposés, y compris le personnel navigant au service de l'entreprise, ne se conforment pas aux conditions et dispositions reprises dans la présente autorisation et son annexe.

Bruxelles, 16/11/2011

Au nom du Ministre

Frank Durinckx

Directeur général

minuut 16.11.2011

---

(1) Loi du 7 avril 1936 approuvant la Convention de Varsovie du 12 octobre 1929 (M.B. du 4 septembre 1936). Loi du 30 juillet portant approbation du Protocole de la Haye du 28 septembre 1955 (M.B. du 22 novembre 1963). Loi du 14 juillet 1966 portant approbation de la Convention de Rome du 7 octobre 1952 (M.B. du 27 septembre 1966).

(2) Règlement (CE) N° 785/2004 du 21 avril 2004 relatif aux exigences en matière d'assurance applicables aux transporteurs aériens et aux exploitants d'aéronefs.

Annexe 2: Extrait de l'autorisation pour l'exploitation d'un site permanent de parachutisme délivrée par la DGTA.

Service public fédéral
Mobilité et Transports
Transport aérien

Direction générale Transport Aérien
Direction Espace aérien et Aéroports
Aéroports
CCN - Rue du Progrès 80, Bte 5 - 1030 Bruxelles

Votre contact
Docarpontrie Bernard
Expert technique
Tél. : 02 277 43 38 - Fax : 02 277 42 82
Gsm : -
e-mail : bernard.docarpontrie@mobilit.fgov.be

Avenant à l'autorisation, *LA/A-POR/JM/2009-0538*, pour l'exploitation d'un site permanent de parachutisme

Numéro d'agréation: LA/A-POR/BDC/ds/2011-1892

1 GENERALITES

1.1 Titulaire de l'autorisation : ASBL Centre Ecole Régional de Parachutisme Sportif de Namur
AVE ; Capitaine Jacquet 44
5020 SUARLEE

1.2 Situation du site : Le terrain est situé à Suarlée et est cadastrée sous Namur 9 Div/Suarlée/42B, 45, 44B, 44C, 15F2, 15G2, 15H2, 15K2, 15L2, 15M2, C46A, C47A

1.3 Coordonnées géographiques : 502917N – 0044626E

1.4 Nature des activités autorisées : parachutisme sportif et écolage

1.5 Jours et heures autorisés : vendredi de 16h00 (LT) au sunset (en dehors des activités militaires), samedi, dimanche et les jours fériés de sunrise au sunset

1.7 Altitude autorisée pour les sauts :
GND/FL135

1.8 Avion utilisé :
Tous les aéronefs déclarés conformes, approuvés pour le parachutage par la Direction générale Transport Aérien et figurant sur une autorisation de travail aérien.

1.9 Pilote(s) de l'avion :
Nom :

3 CONDITION D'EXPLOITATION

3.1 Le club doit veiller au respect strict des conditions de la circulaire CIR/GDF-05, édition 3 du 29/04/2004 (voir annexe 1) ou toute édition ultérieure et notamment les prescriptions concernant:
3.2 les dimensions nécessaires du site et le balisage suffisant des parties de terrain sur lesquelles les parachutes atterriront (pt 5);
3.3 les conditions pour qu'un parachutiste puisse sauter et les qualifications des parachutistes (pt 6);
3.4 l'aéronef et le personnel de conduite (pt 7);
3.5 les conditions météorologiques minimales (pt 8);
3.6 les procédures de vol (pt 9).
3.7 Personne ne peut exécuter un saut en parachute ou l'autoriser, s'il apparaît que cette activité représenterait un danger pour des aéronefs en vol, pour les parachutistes en descente ou pour les personnes et les biens à la surface.
3.8 L'aéronef doit être équipé d'un transpondeur mode C (SSR).
3.9 La Direction générale Transport aérien doit être informée chaque fois qu'une autorisation ou une licence, nécessaire pour l'obtention de la présente autorisation, est arrivée à échéance ou est remplacée ou lorsque une modification a eu lieu qui peut avoir une influence sur la validité de la présente autorisation.

4 REMARQUES

La présente autorisation est de nature précaire et peut être restreinte ou retirée à tout moment, sur simple décision de la Direction générale Transport aérien s'il apparaît qu'il n'est plus satisfait aux conditions ou que la sécurité est mise en danger.

5 OBJET DE L'AVENANT

Modification des jours et heures autorisés (pt 1.5) :

Ajout du vendredi de 16h00 (LT) au sunset (en dehors des activités militaires).

6 ***DECISION FINALE***

Considérant le résultat positif de l'examen et en application de l'article 13 de l'A.R. du 15 septembre 1994 fixant les règles de l'air, l'autorisation d'exploiter le site permanent de parachutisme à **SUARLEE (EBNM)** est accordée.

Fait à Bruxelles, le 31 août 2011,

Frank Durinckx
Directeur général

Annexe :

Publication AIP du 28 juillet 2011

Note : Vous disposez d'un délai de 60 jours après réception de cette décision administrative, pour introduire par lettre recommandée, un recours fondé sur l'article 14 des lois coordonnées sur le Conseil d'Etat. Ce recours contenant un exposé des faits et énonçant les moyens de droit doit être introduit auprès du Conseil d'Etat (rue de la Science, 33 à 1040 Bruxelles - tél. 02/234.96.11).

Annexe 3: Extraits du Règlement Part SPO concernant l'activité de parachutisme et les sièges, ceintures de sécurité et systèmes de retenue

SPO.SPEC.PAR.100 Standard operating procedures

The standard operating procedures for PAR shall specify:

(a) the equipment to be carried, including its operating limitations and appropriate entries in the MEL, as applicable;

(b) crew composition and experience requirements of crew members and task specialists;

(c) the relevant training for crew members and task specialists to perform their task and the qualification and nomination of persons providing such training to the crew members and task specialists;

(d) responsibilities and duties of crew members and task specialists;

(e) performance criteria necessary to be met to conduct parachute operations;

(f) normal, abnormal and emergency procedures.

SPO.GEN.106 Task specialists responsibilities

(a) The task specialist shall be responsible for the proper execution of his/her duties. Task specialists' duties shall be specified in the SOP.

(b) Except for balloons, during critical phases of flight or whenever deemed necessary by the pilot-in-command in the interest of safety, the task specialist shall be restrained at his/her assigned station unless otherwise specified in the SOP.

(c) The task specialist shall ensure that he/she is restrained when carrying out specialised tasks with external doors opened or removed.

(d) The task specialist shall report to the pilot-in-command:

(1) any fault, failure, malfunction or defect, which he/she believes may affect the airworthiness or safe operation of the aircraft, including emergency systems; and

(2) any incident that was endangering, or could endanger, the safety of the operation.

SPO.SPEC.PAR.105 Carriage of crew members and task specialists

The requirement for task specialist's responsibilities as laid down in SPO.GEN.106(c) shall not be applicable for task specialists performing parachute jumping.

SPO.SPEC.PAR.110 Seats

Notwithstanding SPO.IDE.A.160 (a) and SPO.IDE.H.160 (a)(1), the floor of the aircraft may be used as a seat, provided means are available for the task specialist to hold or strap on.

SPO.IDE.A.160 Seats, seat safety belts and restraint systems

Aeroplanes shall be equipped with:

(a) a seat or station for each crew member or task specialist on board;

(b) a seat belt on each seat, and restraint devices for each station;

(c) for other-than-complex motor-powered aeroplanes, a seat belt with upper torso restraint system on each flight crew seat, having a single point release.

(d) for complex motor-powered aeroplanes, a seat belt with upper torso restraint system, having a single point release and incorporating a device that will automatically restrain the occupant's torso in the event of rapid deceleration:

(1) on each flight crew seat and on any seat alongside a pilot's seat; and

(2) on each observer's seat located in the flight crew compartment.

Annexe 4: Document Special Condition “Use of aeroplane for parachuting activities.

European Aviation Safety Agency	SPECIAL CONDITION Use of aeroplanes for parachuting activities	Doc. No. : SC-O23-div-01 Issue : 1 Date : 06-Jul-2009 Ref. : CRI O-08 Page : 1 of 3

SUBJECT	:	**Use of aeroplanes for parachuting activities**
CERTIFICATION SPECIFICATION	:	CS 23
PRIMARY GROUP / PANEL	:	1 (Flight)
SECONDARY GROUPE / PANEL	:	2 (Performance) & All
NATURE	:	SCE

SPECIAL CONDITION

Parachuting Activity

In addition to basic (CS23) code, the following requirements are applicable to an aircraft for parachuting activity:

I. General

The following information must be provided:

(a) aircraft type and model and applicable serial numbers
(b) Parachute jump type : automatic and/or manual release
(c) Maximum number of parachutists to be dropped

II. Design and Structure

The following items must be substantiated:

(a) Seating/accommodation and restraints approved for use during take-off and landing
(b) Suitability of doorway and the approach to it
(c) Investigation of weight and CG change during and after departure of parachutists for free fall as well as static line jumping.
(d) Strength of floor panels and occupant restraints.
(e) Strength of the external devices (handles, footsteps, etc.)
(f) Protection of the control systems on board from contact of parachutists or their material.
(g) Protection of any part of the aircraft interior/door likely to catch on parachutists equipment
(h) Investigation of aircraft oxygen equipment if dropping from heights greater than the altitude where oxygen is required to be used by the operating rules, and method of change over to personal Oxygen system.
(i) Investigation of possible hazards on the outside of aircraft (e.g. exhaust gas temperatures which the parachutists or his canopy might encounter)
(j) For static line systems, investigation of
  (i) Strength of anchor line and attachments to aircraft. Anchor point should withstand limit load of 2 x weight requirement for strength of anchor line.[F=400daN, D=1000kp; à trancher]
  (ii) Length of static line approved for use with a particular aircraft configuration and type of parachute

(iii) Precautions against interference of static line with aircraft control surfaces, aerials etc

(iv) What action is taken if there is a hang up.

(k) The specific use linked to parachuting operations must be taken into account when defining the fatigue or damage tolerance spectrum of loads.

III. Flight

1. Tests for operation of the aircraft with door open or removed:

(a) Resonance/Buffet in cabin with door open/removed.
(b) Carbon monoxide contamination of cabin.
(c) Hazards associated with opening the door (and in-flight depressurisation procedures if necessary), ability to close door whilst attached to safety line, security of the door in the open position
(d) Airspeed and other limitations
(e) Performance Implications

2 Tests for parachuting operations:
With the aid of either aircraft mounted cameras or a chase aircraft, the following must be recorded:
(a) The dropping of a dummy or other suitable object without a parachute, in order to establish the trajectory and the effects of downwash etc
(b) Carry out a "free" jump to assess aircraft configuration, i.e. speed, flap setting, weight, power setting, etc
(c) Conduct repeated jumps (at least 20) by experienced teams in small groups to try various body attitudes for leaving the aircraft. At least 5 parachutist droppings must be conducted with the maximum allowable number of parachutists.
(d) Stream static line with a drogue or bag attached and record the angle of trail.
(e) The static line end must not interfere with or hit the surface controls or the fuselage
(f) For static line parachuting, repeat the single trial jump and then the group jump as before and establish the length of static line appropriate to the type of parachute and this it does not cause a hazard either to the parachutists or the aircraft.
(g) If any, check the proper functioning of the static line retraction system in flight.
(h) Compatibility of the parachuting operation with other existing equipments (for instance, static ports, etc.)

IV. Airplane Flight Manual and placards

A specific Flight Manual Supplement must be produced, containing the following:
(a) Limitations for operating the parachuting door, and the precautions to be taken
(b) Authorized type of parachuting operations (automatic and/or manual release)
(c) Operating limitations with door open or removed, and the required operating parameters for parachute dropping
(d) Approved static line dimensions associated with the aircraft type and the parachute type
(e) Information specifically for the dispatcher and/or the parachutists, e.g. parachutist egress order, body attitude at departure, etc.
(f) Dropping speed, preferably at least 1.2xVS, flap settings and engine power settings.

European Aviation Safety Agency	SPECIAL CONDITION Use of aeroplanes for parachuting activities	Doc. No. : SC-O23-div-01 Issue : 1 Date : 06-Jul-2009 Ref. : CRI O-08 Page : 3 of 3

(g) Maximum altitude to open door should be quoted if no oxygen system approved for this purpose. This will be applicable to aircraft capable of operation at altitudes greater than the altitude where oxygen is required to be used by the operating rules.

(h) Other limitations and/or requirements linked to each national operational requirement.

(i) Kind of operations allowed when the aircraft is equipped for parachuting operation

Miscellaneous markings and placards:

(a) On the outside of the airplane, indication of parts that parachutists must not grab or upon which they must not step.

(b) A placard with all speed limitations must be installed in clear view of the pilot

APPENDIX to SC-O23-div-01

None

Annexe 5: analyse fractographique par l'Ecole Royale Militaire

DEFENCE

Royal Military Academy
Departement of Civil &
Materials Engineering
Materials Lab

Brussels,
MITS:
Pages: 03
Annexes: 02

Federal Public Service
Mobility and Transport
Attn. Mr L. Blendeman
Chief Investigator of Air Accidents
CCN 2nd Floor
Rue du progrès 80 B5
1030 BRUSSELS

CONCERNS: Fractographical analysis components crashed aircraft PILATUS OO-NAC

Ref: 1. Your request by e-mail dated November 8th 2013
2. Materials Lab Activity 13-042

1. Mission

To inspect and analyze a number of carefully selected broken components of the PILATUS aircraft OO-NAC crashed on October 19th 2013 at GELBRESSEE, BELGIUM in order to find material related evidence leading to the root cause of the crash.

2. Analysed parts

A first inspection of the broken components took place in November 2013 at the Defence Aviation Safety Directorate BEAUVECHAIN together with the federal air accidents investigation service (FAAIS). It concerned fragments from the left hand side wing and its strut.

The fracture surfaces identified as necessary for the current investigation were cut from their fragments and brought to the lab for a detailed inspection and analysis (see Table 1). In order to avoid confusion, all parts will be indicated by their name as given by FAAIS and not by the item number.

A photograph of each part is shown in Annex 1.

3. Specimen preparation

All parts were carefully cleaned using an ultrasonic bath, after having removed the wing skin and also the rubber layer on the inner surface of the parts.

In one case, i.e. item 3, a part turned out to be broken in two but was kept together by the rubber layer; those two parts will be indicated by 3a and 3b.

Correspondent : Luc RABET, MScEng, PhD
Ordinary professor
Tel. : +32(0)2/742.6416 of 9-2428-6416
Fax : +32(0)2/742 6412 of 9-2428-6412
E-mail : luc.rabet@rma.ac.be

Royal Military Academy
Departement of Civil&Materials Engineering
Renaissancelaan 30
B-1000 BRUSSELS
BELGIUM

.be

Item	Description of part	Comments	Photo Nr
1	Main spar upper rib 8 forward		1
2	Main spar upper rib 8 rear		2
3a 3b	Main spar lower rib 5a Main spar lower rib 5b	After removing the rubber layer, it become clear that the part was broken in two fragments called 5a and 5b	3 4
4(a) 4(b)	Main spar upper rib 5(1)a Main spar upper rib 5(1)b	Plastic bag contained two fragments; these fragments are complementary (mating surfaces) but were deformed after the initial fracture (different angles can be observed). They will be indicated as 5(1)a and 5(1)b	5 6
5	Main spar lower 5 Ter		7
6	Main spar lower rib 3		8
7	Main spar lower 5 bis		9
8	Main spar lower rib 6a		10
9	Strut wing side		11
10	Strut fuselage side		12

Table 1: List of broken components selected for fractographical analysis

4. Chemical composition

The chemical composition of the metal alloy for the ribs and strut was determined using an EDX spectrometer (energy dispersive x-ray spectrometer) coupled to a Scanning Electron Microscope (SEM). This technique allows the standardless quantitative analysis for elements with atomic number larger then Z=11 and with a precision not better then 0,1 weightpercent.

The strut wing side and two ribs (the main spar upper and lower rib 5) were analysed using flat polished samples.

Table 2 gives the results.

Component	Mg	Mn	Fe	Cu	Al
Strut	2.1	0.6	0.2	3.7	Balance
Main spar upper rib 5	2.1	0.8	-	4.2	Balance
Main spar lower rib 5	2.0	0.7	-	3.9	balance

Table 2: chemical composition in weightpercent

Correspondent : Luc RABET, MScEng, PhD
Ordinary professor
Tel. : +32(0)2/742.6416 of 9-2428-6416
Fax : +32(0)2/742 6412 of 9-2428-6412
E-mail : luc.rabet@rma.ac.be



Royal Military Academy
Departement of Civil&Materials Engineering
Renaissancelaan 30
B-1000 BRUSSELS
BELGIUM



5. Hardness measurements

Vickers microhardness measurements were carried out on the samples described in par. 4 above. The results are given in Table 3.

Component	Microhardness Vickers 300g
Strut	158
Main spar upper rib 5	140
Main spar lower rib 5	148

Table 3: microhardness measurements Vickers 300g.
The results are average values obtained from 5 measurements per sample

6. Fractographical techniques used

After cleaning all parts were observed in the following way:

- visual observation;
- observation with the stereo light microscope.

The interesting zones were examined more into detail using the SEM.

7. Results of the fractographical analysis

For each part a chart will be shown, showing an overall view on the part, with SEM pictures of interesting or characteristic zones of the fracture surface (see Annex 2)

The results can be generalized for all samples and are summarized as follows;

- all holes for rivets were carefully examined since they are potential initiation sites for metal fatigue. None of those holes was at the origin of a failure; more in particular no indications were found for metal fatigue at th surface of the holes;
- no evidence for corrosion (general corrosion, crevice corrosion, exfoliation corrosion, stress corrosion cracking) was found on the examined parts;
- all examined components failed by overload; this can be seen by the ductile features present on the fracture surfaces such as:
    - dimples (small craters around inclusions in the microstructure of the metal that coalesce and lead to a ductile failure);
    - shear lips at the end of a failure, often having an inclination of approximately 45° with respect to the transverse section of the component;
- most surfaces show signs of post-failure plastic damage:
    - metal on metal contact on the failure surface (crushed metal);
    - deformation of the geometry (see e.g. the strut and all L-profile (initially 90° between two legs of the profiles) with opening angles different from 90°.

Correspondent : Luc RABET, MScEng, PhD
Ordinary professor
Tel. : +32(0)2/742.6416 of 9-2428-6416
Fax : +32(0)2/742 6412 of 9-2428-6412
E-mail : luc.rabet@rma.ac.be



Royal Military Academy
Departement of Civil&Materials Engineering
Renaissancelaan 30
B-1000 BRUSSELS
BELGIUM



8. Conclusions

All received fragments have been carefully prepared and examined both visually and microscopically.

None of the examined parts has been identified as being at the cause of the accident.

No signs of metal fatigue, corrosion, brittle behavior or other material pathologies have been identified.

All fragments show the fractographical characteristics of overload failures.

Prof. dr. ir. Luc RABET

Correspondent : Luc RABET, MScEng, PhD
Ordinary professor
Tel. : +32(0)2/742.6416 of 9-2428-6416
Fax : +32(0)2/742 6412 of 9-2428-6412
E-mail : luc.rabet@rma.ac.be



Royal Military Academy
Departement of Civil&Materials Engineering
Renaissancelaan 30
B-1000 BRUSSELS
BELGIUM



Annexe 6: Analyse du compensateur du stabilisateur horizontal

Preamble

The stabilizer trim system was investigated in order to determine if a trim runaway could have occurred, causing an extraordinary pitch up or pitch down movement of the aeroplane, possibly leading to manoeuvres out of the flight envelope.
At first sight, the occurrence of a runaway trim could be suspected because the stabilizer actuator was found fully retracted (A/C full nose down).

Description of horizontal stabilizer electrical system

HORIZONTAL STABILIZER ELECTRIC TRIM SYSTEM

The horizontal stabilizer electric trim system consists of:

A dual motor (Main and Alternate Motors) electrically-operated linear actuator, one end attached to a support frame in the rear fuselage and the other end attached to the horizontal stabilizer.

A normal trim control system which incorporates two three-position spring-loaded trim switches and two relays. One switch is located on each of the two control column grips. These switches control the Main actuator, which operates at twice the speed of the Alternate Trim System actuator motor.

An Alternate Trim Control System which incorporates an actuator control switch positioned on the instrument panel and labelled ALTERNATE STAB TRIM, NOSE DN, NOSE UP.

An Interrupt system which incorporates a guarded switch positioned on the instrument panel shelf and labeled TRIM INTERRUPT. When the TRIM INTERRUPT switch is in the 'NORMAL'

position, both the Main and Alternate systems are active. When the TRIM INTERRUPT switch is in the 'INTERRUPT' position, both the Main and Alternate systems are inactive.

An electrically-operated trim position indicator located on the upper left side of the instrument panel.

MAIN SYSTEM

Normal longitudinal trim operation is accomplished by operating either the trim control switch on the pilot's control column grip, or, the trim control switch on the co-pilot's control column grip. Both switches are similar and are spring-loaded to neutral. The trim control switch on the pilot's control column has priority. Nose DOWN (DN) trim is accomplished by moving the switch to the up position and Nose UP trim is accomplished by moving the switch to the down position. Operating either trim switch energizes the actuator which moves the horizontal stabilizer.

In NORMAL operation the stabilizer trim actuator is powered via a circuit breaker marked STAB TRIM.

ALTERNATE SYSTEM

If the normal trim control system fails, an alternate trim system is available. The alternate trim system consists of a switch labeled ALTERNATE STAB TRIM, NOSE DN, NOSE UP.

Actuator jack screw position



The position of the pitch trim movable tube was measured in order to determine the position of the stabilizer on impact.

A fully retracted movable tube is given by Pilatus as having a rod end bearing at 46 mm. The full stroke of the actuator is 85.8mm.

As seen in the figure, the movable tube was found as being fully retracted.

This position of the movable tube corresponds to a full nose down stabilizer position (+2° stabilizer incidence) => pitch down (aircraft nose down).

Picture showing the movable tube and the remains of the (broken) upper bracket of the stabilizer.

As seen above, the horizontal stabilizer trim position at impact was in full nose down position which is abnormal for an aeroplane flying level flight or climbing. However the position at impact did not necessarily imply that it was in the same position when the structural failure occurred, nor that the aeroplane would be uncontrollable.

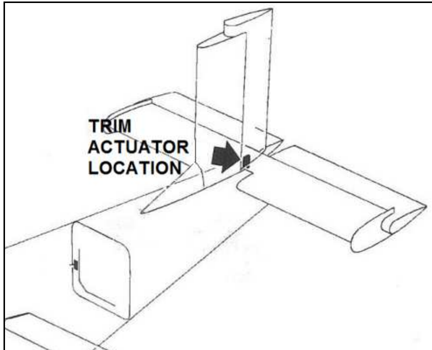
Actuator history

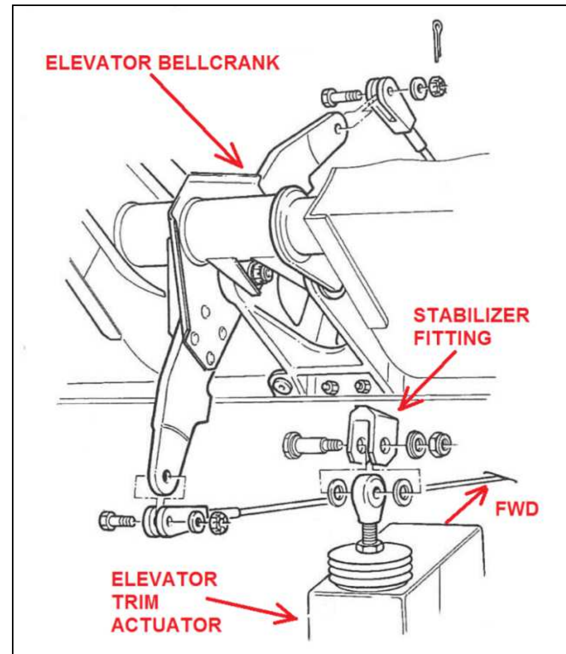
The pitch trim electrical actuator “Electromec” EM483-3 PN: 978.73.18.103 SN: 173 had been replaced on 10 April 2009.

AMM n°01975 rev.17 (Ch. 04-00-00) “Airworthiness Limitations” prescribes that this actuator has to be overhauled every 3500 hours.

The actuator time in service was within the manufacturer’s limits. The next replacement was scheduled at 17645 hours ACTT.

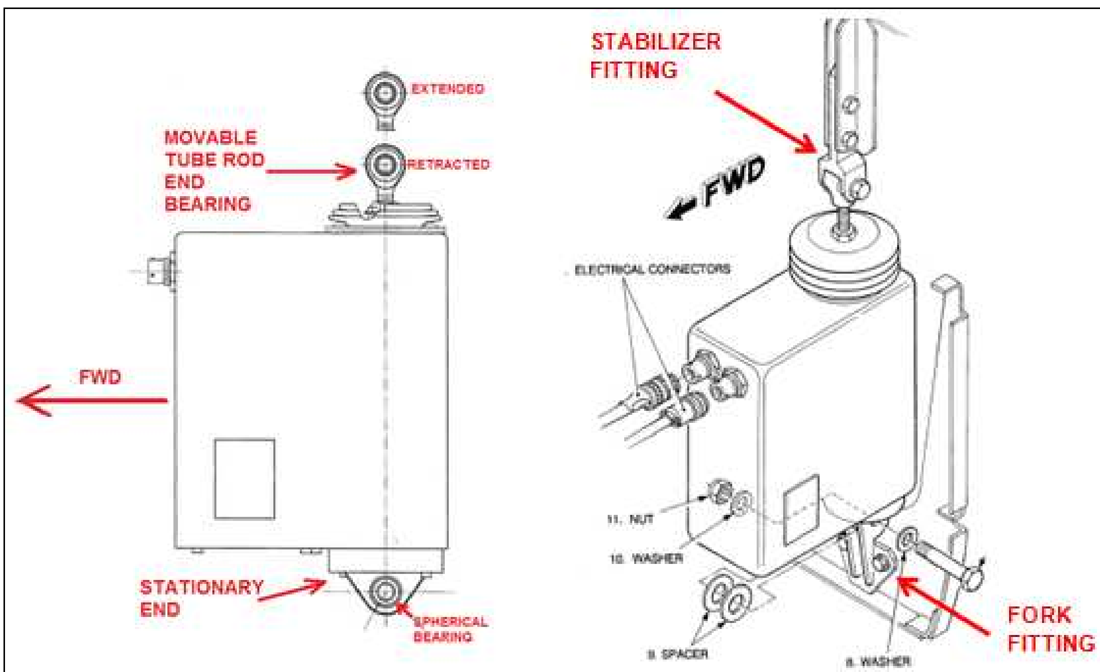
Trim actuator location in the aeroplane





The stabilizer is hinged at the main spar location (25% MAC) allowing the trailing edge to move up and down under the action of trim actuator.

The trim actuator is located in the tail of the fuselage, beneath the stabilizer.



The movable tube of the trim actuator is attached to the rear underside of the stabilizer by a rod end bearing and a fitting while the stationary end of the actuator is attached to a fuselage frame by a fork fitting and a spherical bearing.

Visible damage to the actuator

The actuator was found significantly damaged showing evidence of ground impact. The aluminium casing showed heavy deformations obviously the consequence of the actuator being pressed into the ground.

Pieces of earth were pressed inside the deformations and cavities of the casing while no obvious evidence of impact with solid objects was visible. A part of the broken connecting fork of the stabilizer was found attached to the rod end of the actuator movable tube. The rod end was slightly folded. The stabilizer fitting fracture shows the typical characteristic of an overload fracture.





The bottom fixture of the actuator on the fork fitting, called stationary end in the IPC, was no longer attached to the actuator.
The stationary end was found near the main wreckage.
The 4 screws fixing the stationary end to the actuator were cut at the height of the actuator contact surface.
Three from the 4 screws were recovered inside the tail section of the fuselage.

The fork fitting was disassembled from the aeroplane wreckage to allow better examination of the fractured areas.

No preexisting damage as corrosion, scratches or fatigue cracks were found.

The fractures of both cheek plates of the fork fitting show also the typical characteristic of an overload fracture.

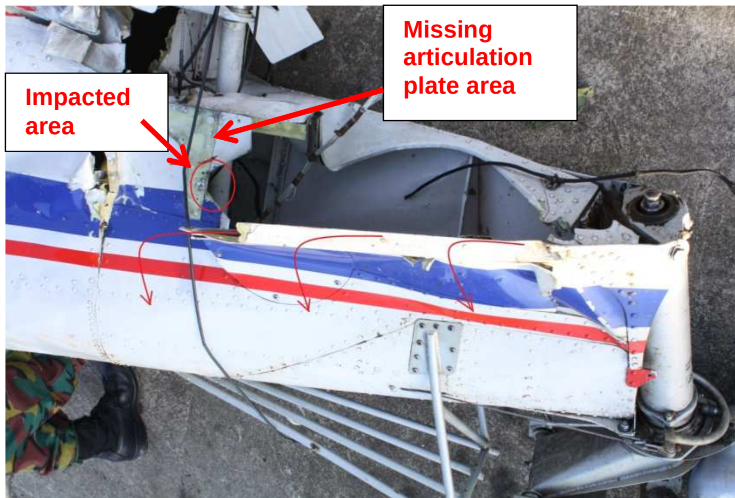


Determination at which stage of the crash the pitch trim actuator separated from the fuselage

Knowing that the stabilizer was severed from the fuselage in flight, when suffering the impact of the loose LH wing and remained attached rear of the fuselage during the dive, two possibilities did exist:

- First possibility: The actuator was severed from the fuselage at the stationary end and remained attached to the stabilizer up to the final impact of the stabilizer with the ground. This assumption implies that the electrical connection was interrupted from the moment the wing impacted the stabilizer, implying that the movable tube of the actuator could not move any more, or
- Second possibility: The actuator remained attached to the fuselage structure and was only torn off and ejected when the last ground impact of the aeroplane occurred. In this case, the electrical connection remained operational and the possibility exists that the movable tube of the actuator shifted position during the dive.

We looked further at the trajectory and possible impact traces of the actuator leaving the tail of the fuselage at impact. As the actuator is a compact and heavy device, it would have restituted a lot of energy on impact. Collision with solid parts of the airframe structure would have caused visible damage.
The inside of the tail structure in front of the actuator normal position didn't show any damage resulting from an impact of the actuator thrown forward in the axis of the fuselage.



The fuselage tail structure features an oval opening in the top horizontal skin of the fuselage located below the stabilizer.

This opening as well as the left hand skin of the fuselage was found cut and folded towards the outside. This large opening was consistent with the ejection of the actuator.

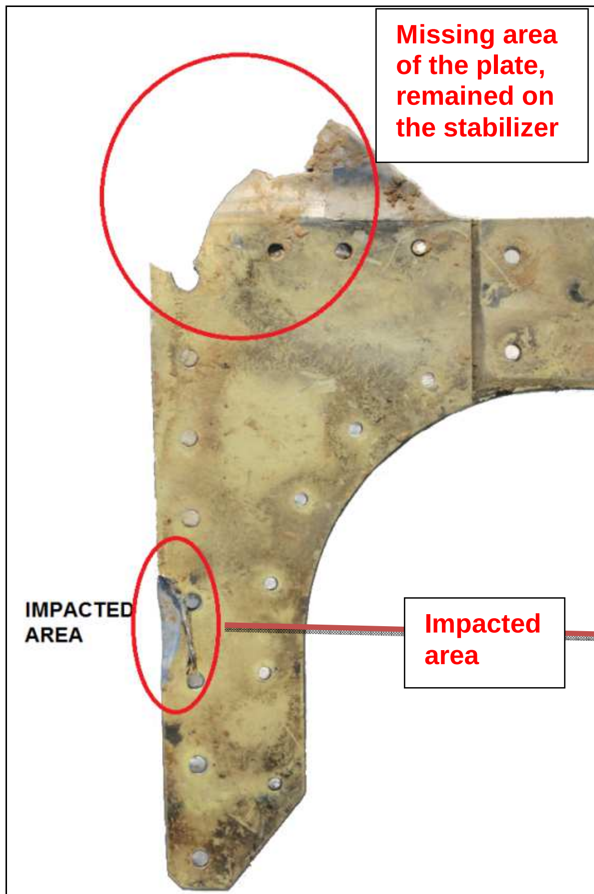
In addition to the cut and folded LH lateral skin, the side of the fuselage also showed a "<" shaped tear from the back to the front ending at the level of the stabilizer LH articulation plate area.

As seen on figure, the LH articulation plate riveted on the fuselage left side is missing.





LH articulation plate of the stabilizer was retrieved buried in the ground near the tail of the fuselage and also near the RH elevator.



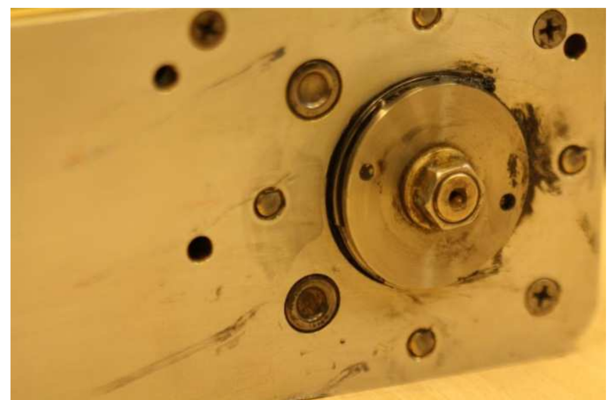
The largest part of the stabilizer LH articulation plate was recovered near the main wreckage while the missing part of the same plate was still attached to the stabilizer bearing.

The vertical rear edge of the plate showed impact traces located at the height of the "<" shaped tear of the side of the fuselage proving the plate was still attached to the fuselage side when the impact occurred.



The underside of the actuator shows 4 scraches originating from a friction with the LH stabilizer articulation plate rivets.

The washer and the nut protruding at the bottom end of the actuator jack screw had suffered impact deformation.



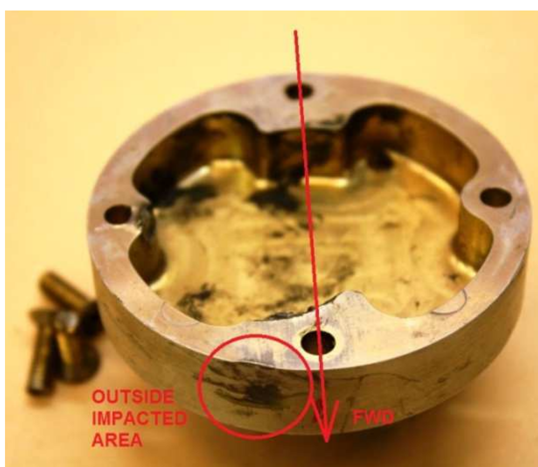


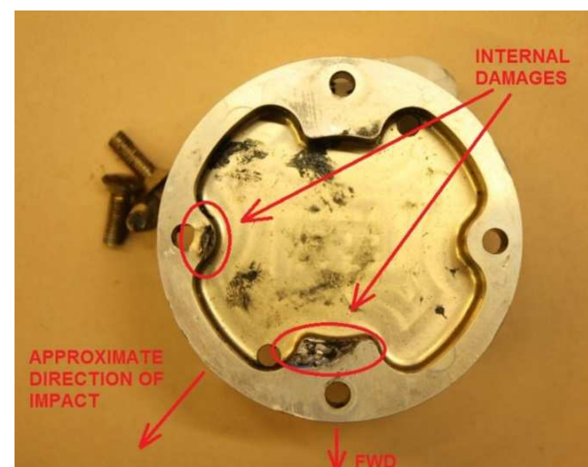
Normally this washer and its nut are covered by the stationary end of the actuator. Detailled examination shows a deformation of the thrust washer support and also the edge of the thrust washer located under the washer is broken.



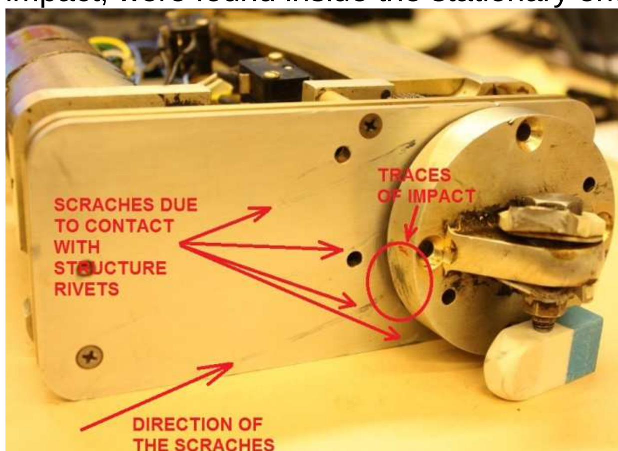
Both cheek plates of the fork attaching the stationary end to the fuselage were still in place and held by the assembly bolt.

The length of the recovered screws matches the thickness of the stationary end. All fractures show they were cut by a shearing force.





Examination of the outer circumference of the stationary end showed one outer trace of impact and 2 inner impacts, compatible with the direction of the outside impact, were found inside the stationary end.



The stationary end of the actuator was repositioned.

The analysis of the damage concluded that the LH attachment plate of the stabilizer was impacted by the stationary end of the actuator causing both parts to separate from their own support (separation of the LH attachment plate from the fuselage and the separation of the stationary end from the actuator).

All the separated parts were found on the crash site proving that the actuator separated from the fuselage at the final impact.
The sequence of separation of the different parts was as follows:

1. Left wing separation
2. The separated wing impacts both the vertical and horizontal stabilizers

3. The horizontal stabilizer separates from its 3 attachment points (2 hinges and at the fork fitting of the stabilizer) but remains attached to the aeroplane by the elevator cables. The analysis shows that the separation between the stabilizer and the actuator occurred at the stabilizer fitting (at the connection between the stabilizer and the actuator).
4. At the final impact of the aeroplane with the ground, the fork fitting cheeks failed under the significant weight of the actuator and the impact deceleration causing the actuator to be thrown forward towards the left side of the fuselage.
5. When being thrown away, the stationary end of the actuator impacted the left articulation plate of the stabilizer.

Finally, we can conclude that the actuator remained attached to the fuselage by the lower attachment and remained electrically connected to the aeroplane up to the final impact.

Electrical circuit examination

Inspection of the stab trim circuit breaker



BATTERY BUS				GENERATOR BUS			
START GEN	IGNIT	BAT RADIO	INV 1	INV 2	GEN RADIO	POWER SOCKET	INSTR LIGHT
5	10	25			25	10	7,5
BATTERY BUS				GENERATOR BUS			
CKPT FAN	AIL TRIM	RUD TRIM	STAB TRIM	FLAPS MOTOR	FLAPS CONTROL	EMER FCU	CABIN FAN
5	2	1	10	10	2	3	7,5
BATTERY BUS				GENERATOR BUS			
UTILITY LIGHT	LH LDG LIGHT	NAV LIGHT	ANNUNC PANEL	ANNUNC PANEL	STROBE LIGHT	RH LDG LIGHT	CKPT CABIN LIGHT
3	15	10	7,5	7,5	10	15	2
BATTERY BUS				GENERATOR BUS			
2ND HORIZON	OXYGEN	RPM/ F FLOW	TRQ/ITT	OIL TEMP/PR	FUEL QTY	ALTIM	T+B
1		2	2	2	5		
BATTERY BUS				GENERATOR BUS			
ANTI ICE	STALL WARN	COMPASS	LH EXT FUEL	RH EXT FUEL	AUX PUMP	FCU HEATER	PROP DE-ICE
10	2	3	5	5	7,5	7,5	20

The above drawing shows a typical circuit breaker panel of a recent Pilatus PC-6. On the aeroplane, no aileron and rudder electrical trim were installed as well as no electrical flap motor fitted meaning that the stabilizer circuit breaker was isolated in this area of the panel and therefore very easy to reach.
Before the crash, the stabilizer trim circuit breaker was protruding more than the other breakers and was equipped with an orange ring to facilitate its identification in case of emergency.

The head of the stabilizer trim circuit breaker was found missing as well as the rear side. Actually, both protruding extremities had been severed at impact and could not be retrieved. However, the inner movable cylinder of the breaker was found in its original position. The remains of the circuit breaker were removed from the panel allowing pushing out of the inner movable cylinder, in a configuration as if the circuit breaker had tripped.



As seen on the above picture, , the white ring appeared after pushing out the inner movable component proving that the circuit breaker was in normal position (electrical circuit was closed) when both ends were severed at impact.

This normal position of the circuit breaker indicates that no short circuit occurred and that the pilot did not pull out the breaker. Pulling out the circuit breaker is part of the procedure in case of electrical trim runaway.

Inspection of the trim interruption switch and the alternate trim stabilizer switch

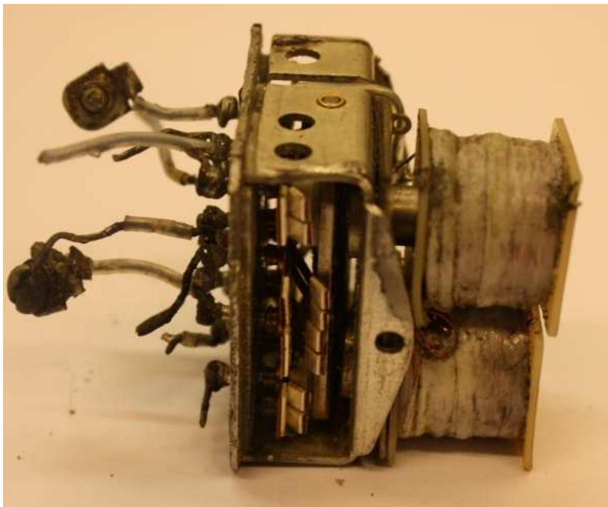


The trim interrupt switch and the alternate trim stab switches were recovered and were both externally and internally examined.
They were damaged to such an extent that no conclusion could be drawn and their position at impact could not be determined.

Rear side of the switches were also significantly damaged by fire.



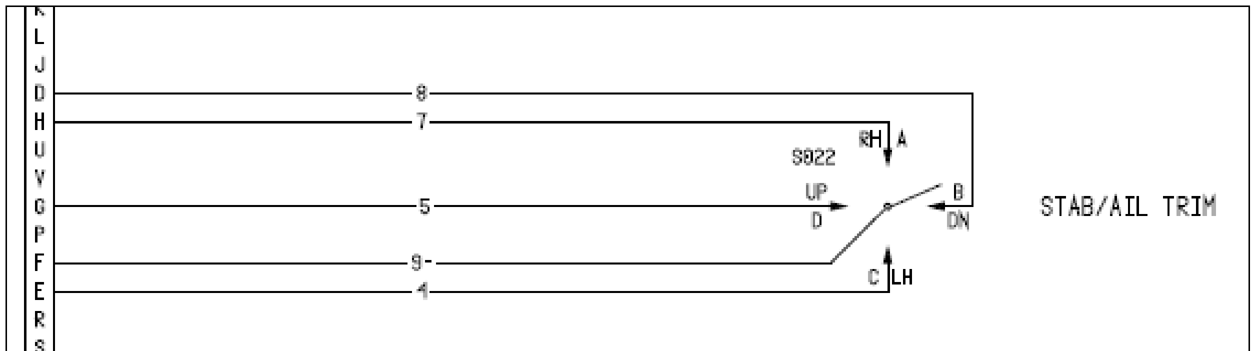
Inspection of the trim actuator relays



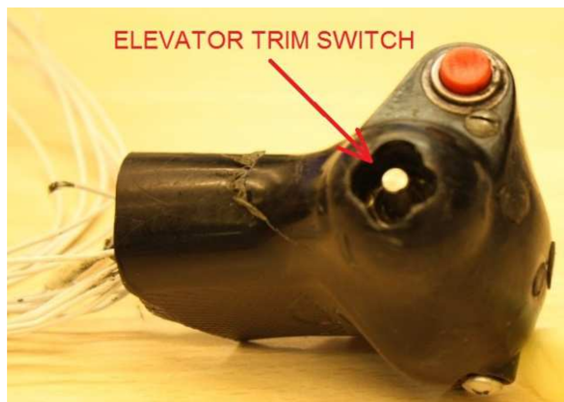
After disassembly of the housings of both relays, examination of the internal parts shows similar small plastic parts damaged inside both relays. This damage was caused by the violence of the impact.
Examination of all electrical contacts did not reveal any abnormality. The contacts were clean and no sign of any previous arcing could be found.
Consequently, a malfunction of the relay such as fusion welding of a contact causing the relay to remain stuck after de-energizing the coils is excluded.

Pilot stick stabilizer trim switch

The co-pilot stick was not installed so that no malfunction can occur at the co-pilot pitch trim switch.
Hereby a drawing of the pilot grip wiring. Wires number 5, 8 and 9 are related to the pitch trim.



The pitch trim switch continuity was tested from the toggle switch in neutral position. This test showed there was no electrical contact between wires 9 and 5 and thereafter between wires 9 and 8.



Later, the same test was conducted while pushing the toggle switch towards the 'up' and 'down' positions.

This second test showed there was a normal electrical contact inside the switch in both positions (Continuity 9 => 5 in 'up' and 9 => 8 in 'down'.

No anomaly was found.

Switch history: The pitch trim switch was replaced by a new one on 8 March 2012.

This switch is life limited at 3500 hours / 10 years as per AMM n°01975 rev.17 (Ch. 05-10-10) 'Overhaul and replacement schedule'.

The next replacement was due at 18894 hours ACTT or 8 March 2022. Note: the co-pilot switch was not installed.

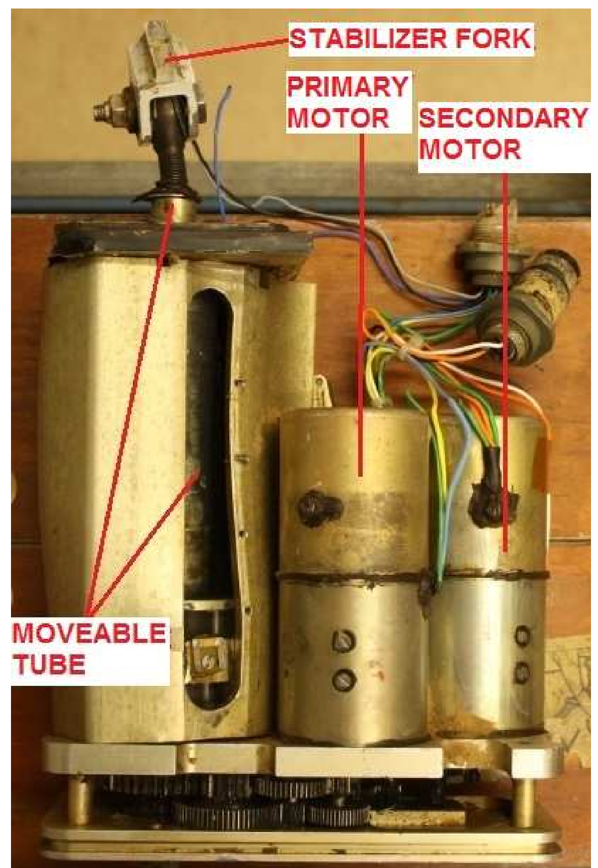
Trim actuator disassembly and inspection

Knowing that no anomaly could be found to the airframe pitch trim electrical system, the last possible trim runaway could only originate from the actuator itself. However, this hypothesis was considered as very unlikely taking into account the precise fully retracted position of the movable tube. The pitch trim movable tube (rod end bearing at 46 mm) stopped at the exact position determined by the limit switch for the full nose down position. A mechanical trim runaway caused by external forces acting on the tube would not be influenced by the electrical system, and the tube could move beyond the position of the limit switch.

The following possible causes of a mechanical trim runaway have been identified:

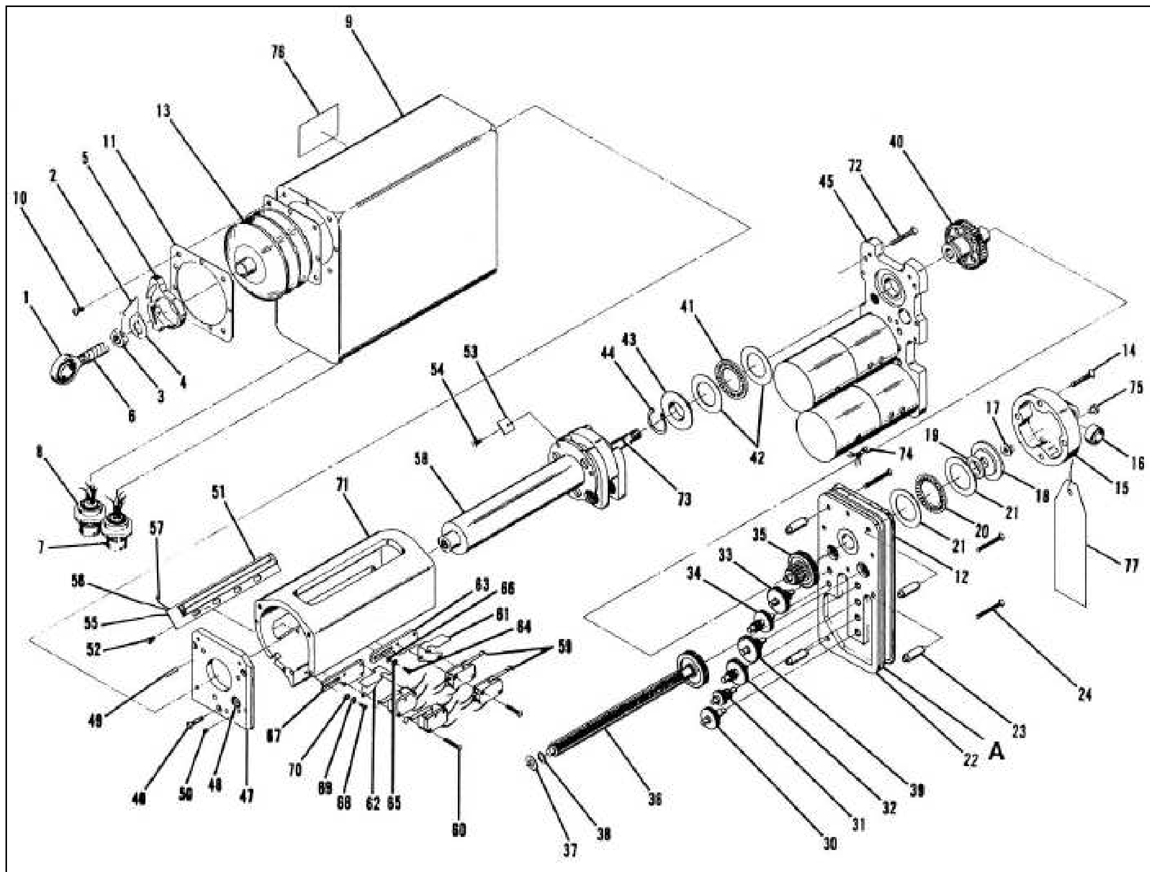
- A mechanical failure of the reduction gear/differential system
- A mechanical failure of the jack screw and/or the associated gear nut
- A failure of (at least) one electrical motor to perform its normal brake function

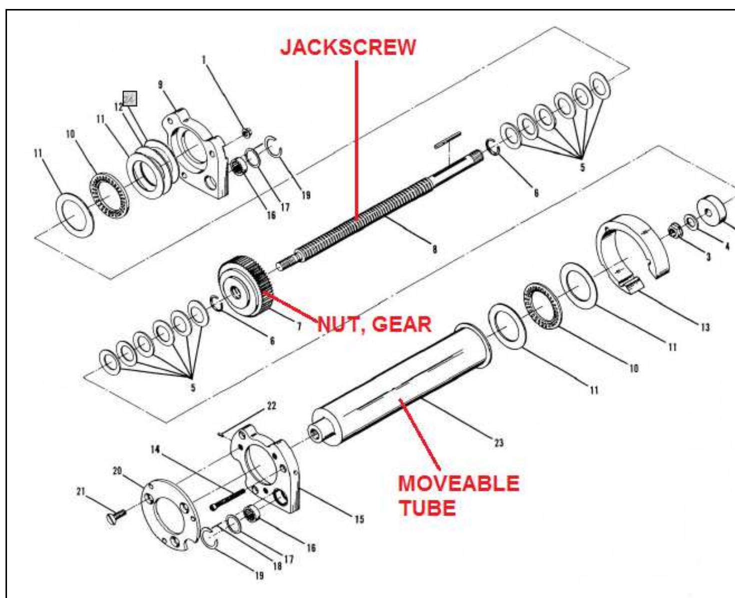




Above, the trim actuator, as found near the main wreckage. On the right, the actuator after removal of the housing.

After the removal of the black housing of the actuator, made of a thin light alloy skin, a first inspection showed that the housing of the moveable tube was significantly deformed by the impact forces. The other internal parts did not show obvious damage.





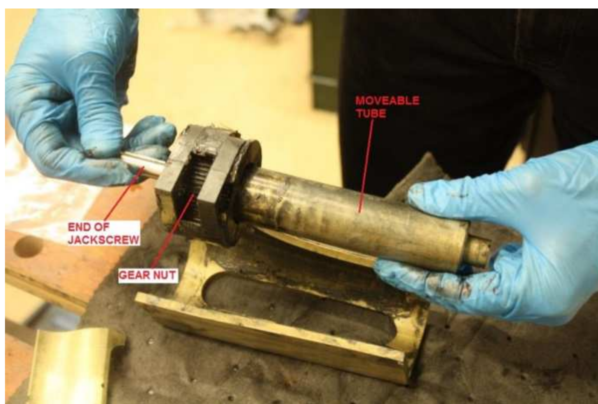
During a normal trim operation, the primary motor is energized and runs the reduction gear train to make the jackscrew turn while the secondary motor works as a brake system blocking the nut gear. The design of the jackscrew system excludes any axial translation displacement of the jackscrew while the moveable tube, fixed in rotation is designed to move only in translation.

Each motor is equipped with a brake, playing its role when no electrical power is applied. Should the primary motor fail, then the pilot can use the secondary motor. The secondary motor can run the nut gear. However, running the nut gear would be useful only under the condition the (failed) primary motor works as a brake

system, blocking the jackscrew. This allows the moveable tube to displace axially, in translation.

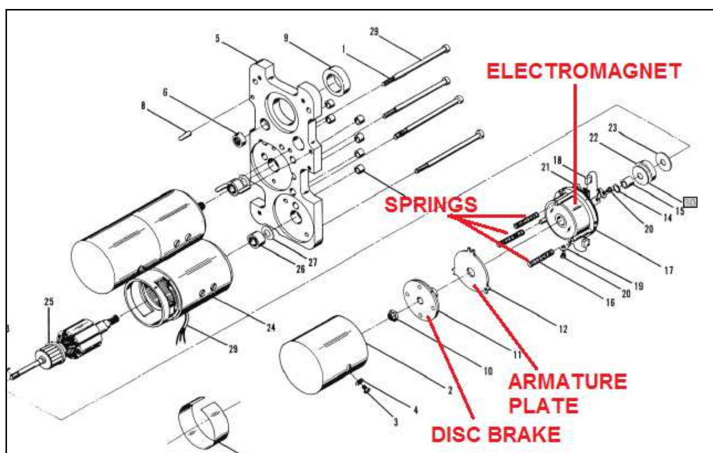
In summary:

- No trim action of the pilot implies that neither the primary nor the secondary motor is energized causing the brake of each motor to remain in braking position.
- Action of the pilot on the hand grip trim switch feeds the primary motor, causing the primary motor brake to release and the jack screw to turn. The secondary motor is not energized implying its internal brake holds it in position, blocking the gear nut.
- Action of the pilot on the alternate trim switch feeds the secondary motor, causing the motor brake to release and the gear nut to turn. The primary motor is not energized implying its internal brake holds it in position, blocking the jackscrew.



The inspection of the moveable tube, including the gear nut and the jackscrew did not show any mechanical anomaly. However, several axial pressures on the jackscrew showed that the jackscrew system was sometimes reversible meaning that it could turn and move axially only under the action of an axial force.

Therefore the braking action of both electrical motors was supposed to be necessary to prevent any back-driving of the actuator under external forces, avoiding a possible mechanical trim runaway.



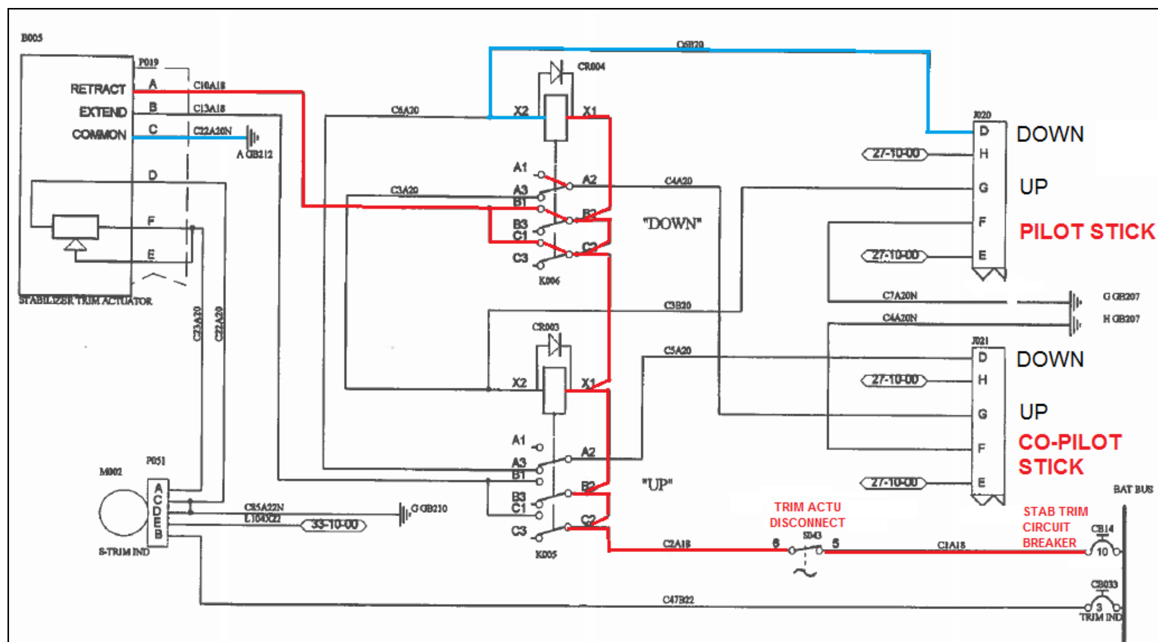
We tested both motors as per the Overhaul Manual OHM483-3 Chapter 2-12.1 and found the brakes were released around 8 volts (indicated either by sound or by armature starting to turn), which was normal.

However, this test could not exclude any doubt about the working of the brake system.

The best way would be to measure the brake torque for which the trim actuator manufacturer indicated the holding torque was typically 1.4 in-lbs in both directions.

We found first that the rotor shaft (armature) of both electrical motors could not be turned by hand, likely under the working of the brake. The brake torque of both the primary and secondary motors was measured using a lever and a weight. The weight was progressively moved outboard until the engine brake could no longer hold the applied moment. The brake torque, measured in both directions, showed the brake of both motors was in accordance (and above) the manufacturer specification (1.4 in-lbs). Brake values in both directions are for the Primary motor around 2.5 in-lbs and around 4 in-lbs for the secondary motor.

Electrical circuit



The above electric diagram represents the horizontal trim actuator primary system (secondary system not shown) with both the pilot and co-pilot sticks installed. In the above example, the pitch trim switch provides a ground to the ‘down’ relay (blue wire) that triggers the relay, allowing the relay to provide a + (red wire) to the “Retract connection A” of the motor. This internally causes the feeding of both the electromagnet of the internal brake (brake release) and the feeding of the motor itself. The same principle applies when the pilot electrically closes the ‘up’ pitch switch.
The horizontal trim actuator secondary system is simpler since it does not incorporate any relay. Feeding of the secondary motor is directly supplied from the battery through a specific circuit breaker and the alternate trim toggle switch. However, electrical supply can be interrupted by the trim actuator interrupt switch,

which disconnects simultaneously both the primary system and the secondary system.



The procedure found in the AFM in case of electrical trim runaway prescribes to immediately open the "Stab trim interrupt Switch" causing the interruption of the (positive) supply to the system, including the secondary system.
Interruption of electrical feed immediately stops the actuator motor(s) and lets the electromagnet brake return towards the braking position. This safety system, if correctly used in case of electrical trim runaway would not cause any problem.

An electrical trim runaway could occur because:

- Pilot or co-pilot hand grips pitch trim toggle switch remaining stuck at the end of a trim action initiated by the pilot. This situation could be excluded in the accident aeroplane because the inspection of the pilot switch proved the switch was in good condition and no stick (and no switch) was installed on the co-pilot side.
- An accidental chafing and subsequent aeroplane structure contact of a ground wire of both the 'down' or 'up' relays (damaged insulation, etc.). This situation had been considered as very unlikely taking into account the quality of the Pilatus electrical system combined with the fact that damaged wire insulation would first normally result in small, time-limited, poor electrical grounding, having limited effects.
- A relay of the primary system remaining stuck when electrical feeding is interrupted. This situation had been considered as very unlikely taking into account the inspection of the relays showing no sign of anomaly.

As seen above, the hypothesis that a mechanical trim runaway had occurred could be excluded because the moving tube was found set in a position corresponding to the stop position of the internal limit switch. This demonstrates that the movement and the final stoppage of the movable tube were electrically controlled, therefore not erratic as it would have been in case of mechanical runaway.

The motors are series wound DC motors with two parallel, opposite wound field windings. Depending on the desired direction of rotation, one or the other field winding is powered. The motor brake is wired in series with the field-and motor-windings and opens as soon as power is applied. During normal operation, only one field winding is powered at any time and the motor turns in the desired direction. As soon as power is removed, the motor stops and the brake engages.

However, study of the primary electrical circuit shows that opposite trimming, in case of (undesired) trim electrical runaway, could energize at the same time the opposite wound field windings of the motor. The tests performed using the motors of the aeroplane's actuator showed that the motor stops turning and the brake remains released when both Extend and Retract windings are energized at the same time. This situation could only happen if an electrical trim runaway is combined with a pilot's involuntary reflex to trim in the opposite direction instead of activating the interrupt switch.

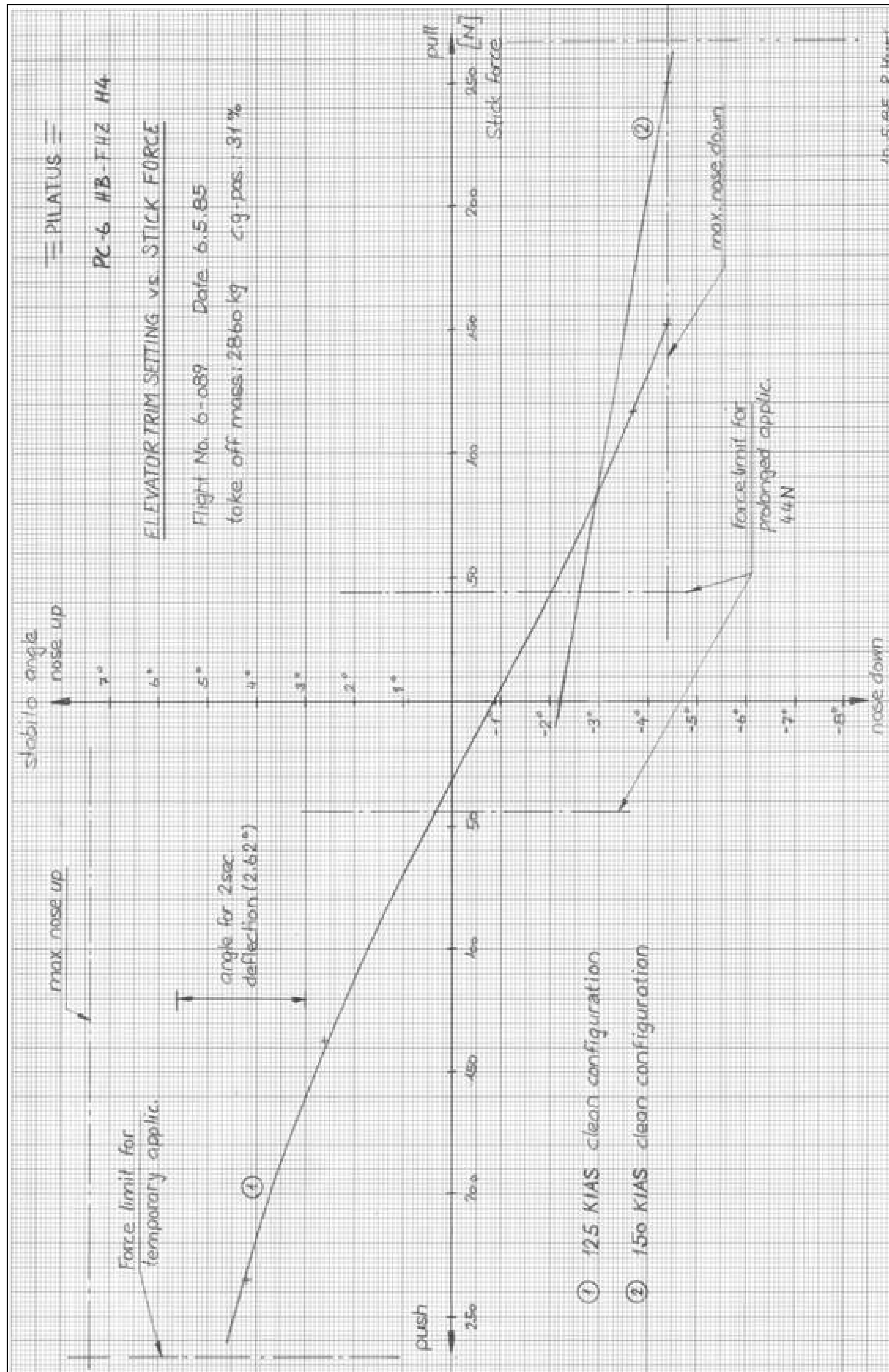
Finally, in order to clarify the issue, a traction test using an actuator in good condition was performed by AAIU. The traction tests with opposite wound field windings of the primary motor energized at the same time have not led to a mechanical runaway of the actuator. The same test was performed energizing the secondary motors, with the same results. Additionally, Pilatus performed more complete tests with tensile and compressive loads up to 10000 N, using a hydraulic test bench. The actuator was subjected to loads in steps of 500/1000N, during which the actuator never changed its position when the primary motor brake was released.

A mechanical trim runaway would therefore be very unlikely in case of failure of electrical motor internal brake.

Conclusion of the horizontal stabilizer trim analysis.

- The trim actuator moveable tube was found in full electrical (aeroplane) nose down position.
- The full nose down position of the moveable tube of the actuator, corresponding to the position of the internal limit switch, can exclude that a mechanical trim runaway occurred.
- No anomaly was found that could have caused an electrical runaway, however the wreckage was damaged to such an extent that we cannot totally exclude that an electrical trim runaway occurred.
- However the circuit breaker was found in a normal position. In case of a trim runaway the circuit breaker should have been manually pulled out. This procedure was well known to the pilot.
- The AFM procedure to apply in case of electrical runaway has been reviewed and found adequate.
- It has been demonstrated, during certification flights and during a flight made with an investigator on board, that the PC-6 B2H4 aeroplane remains controllable in straight horizontal flight in the range of airspeed of the accident with a full nose down trim actuator.
- When the accident occurred, the centre of gravity of the aeroplane was close or maybe beyond the aft limit. This CG position would have made the aeroplane more controllable in case of horizontal stabilizer trim actuator set in full nose down position.

Pitch trim settings versus stick force



AFM horizontal stabilizer trim runaway procedure

TRIM RUNAWAY

HORIZONTAL STABILIZER TRIM

1.	Airspeed	REDUCE to obtain acceptable residual control forces

WARNING

MINIMUM SAFE AIRSPEEDS MUST BE OBSERVED.

2.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' UP
3.	Stab Trim CB's	PULL
4.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' DOWN

- **IF TRIM DOES NOT MOVE** (IT INDICATES A MAIN SYSTEM TRIM RUNAWAY)

5.	Alternate Stab Trim Nose DN/UP Switch	OPERATE to achieve required trim

NOTE

If a single trim position indicator is installed, the indicator will move to max nose up position if the STAB TRIM CB is pulled.

- **IF TRIM DOES MOVE** (IT INDICATES AN ALTERNATE SYSTEM TRIM RUNAWAY)

6.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' UP
7.	Stab Trim CB's	PUSH
8.	Main Trim Switch	PRESS and HOLD in opposite direction
9.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' DOWN

NOTE

Both motors (main and alternate) will operate. As the main motor is faster, it will override the alternate.

As soon as trim is in desired position

10.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' UP
11.	Land without further trim operation	

PAGE INTENTIONNELLEMENT LAISSÉE BLANCHE



Air Accident Investigation Unit - (Belgique)
City Atrium
Rue du Progrès 56
1210 Bruxelles

Téléphone: +32 2 277 44 33
Fax: +32 2 277 42 60

air-acc-investigation@mobilit.fgov.be
www.mobilit.belgium.be